



## Об утверждении норм летной годности гражданских воздушных судов Республики Казахстан

Приказ и.о. Министра по инвестициям и развитию Республики Казахстан от 27 марта 2015 года № 367. Зарегистрирован в Министерстве юстиции Республики Казахстан 9 сентября 2015 года № 12038.

В соответствии с подпунктом 41-19) пункта 1 статьи 14 Закона Республики Казахстан от 15 июля 2010 года "Об использовании воздушного пространства Республики Казахстан и деятельности авиации" **ПРИКАЗЫВАЮ:**

1. Утвердить прилагаемые нормы летной годности гражданских воздушных судов Республики Казахстан.

2. Комитету гражданской авиации Министерства по инвестициям и развитию Республики Казахстан (Сейдахметов Б.К.) обеспечить:

1) в установленном законодательством порядке государственную регистрацию настоящего приказа в Министерстве юстиции Республики Казахстан;

2) в течение десяти календарных дней после государственной регистрации настоящего приказа в Министерстве юстиции Республики Казахстан, направление его копии на официальное опубликование в периодических печатных изданиях и информационно-правовой системе "Әділет";

3) размещение настоящего приказа на интернет-ресурсе Министерства по инвестициям и развитию Республики Казахстан и на интранет-портале государственных органов;

4) в течение десяти рабочих дней после государственной регистрации настоящего приказа в Министерстве юстиции Республики Казахстан представление в Юридический департамент Министерства по инвестициям и развитию Республики Казахстан сведений об исполнении мероприятий, предусмотренных подпунктами 1), 2) и 3) пункта 2 настоящего приказа.

3. Контроль за исполнением настоящего приказа оставляю за собой.

4. Настоящий приказ вводится в действие по истечении двадцати одного календарного дня после дня его первого официального опубликования.

Исполняющий обязанности

Министра по инвестициям и  
развитию Республики Казахстан

Ж. Қасымбек

"СОГЛАСОВАН"

Министр внутренних дел  
Республики Казахстан

\_\_\_\_\_ К.Н. Касымов

6 август 2015 года

Утверждены  
приказом исполняющего обязанности  
Министра по инвестициям  
и развитию  
Республики Казахстан  
от 27 марта 2015 года № 367

**Нормы  
летней годности гражданских  
воздушных судов Республики Казахстан**

**Глава 1. Общие положения**

**Сноска. Заголовок главы 1 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).**

1. Настоящие нормы летной годности гражданских воздушных судов Республики Казахстан (далее - Нормы) разработаны в соответствии с подпунктом 41-19) статьи 14 Закона Республики Казахстан "Об использовании воздушного пространства Республики Казахстан и деятельности авиации" (далее - Закон) в целях повышения уровня безопасности полетов гражданских воздушных судов и устанавливают основные требования к конструкции, параметрам и летным качествам гражданских воздушных судов (далее - ВС) и их компонентов.

2. Настоящие Нормы распространяются на гражданские ВС, двигатели и оборудование гражданских ВС. Разработка национальных стандартов, технических заданий и технических условий гражданских ВС осуществляется на основе настоящих Норм.

3. Требования настоящих Норм применяются при конструировании, изготовлении, испытании, сертификации, техническом обслуживании и ремонте гражданских ВС.

4. Отступления от настоящих Норм признаются уполномоченной организацией в сфере гражданской авиации приемлемыми, если невыполнение отдельных Норм компенсируется другими мерами, обеспечивающими эквивалентный уровень летной годности, сертифицированными и принятыми исполнителем и заказчиком.

**Сноска. Пункт 4 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).**

5. В настоящих Нормах используются следующие термины и определения:

1) максимальная частота вращения - максимальная в ожидаемых условиях эксплуатации вспомогательного газотурбинного двигателя частота вращения ротора на

максимальном или максимальном длительном режиме, если максимальный режим не предусмотрен Руководством по технической эксплуатации;

2) ресурс воздушного винта до первого капитального ремонта - установленная наработка от начала эксплуатации до первого капитального ремонта. В процессе серийного производства и эксплуатации ресурс до первого капитального ремонта подлежит увеличению от начального его значения до заданного технической документацией на воздушный винт. В пределах ресурса до первого капитального ремонта и межремонтных ресурсов допускается проведение предусмотренных Регламентом технического обслуживания локальных ремонтов и восстановительных работ с заменой отдельных деталей;

3) ресурс вспомогательного двигателя до первого капитального ремонта - установленная наработка от начала эксплуатации до первого капитального ремонта. В процессе серийного производства и эксплуатации ресурс до первого капитального ремонта подлежит увеличению от начального его значения до заданного техническими условиями, на вспомогательный газотурбинный двигатель. В пределах ресурса до первого капитального ремонта и межремонтных ресурсов допускается проведение предусмотренных в Регламенте технического обслуживания локальных ремонтов и восстановительных работ с заменой отдельных деталей;

4) антенно-фидерные устройства - совокупность устройств, включающая в себя антенну, соединительные элементы и фидеры, обеспечивающих прием и (или) излучение электромагнитной энергии бортовым радиотехническим оборудованием навигации, посадки и (или) радиосвязным оборудованием. В состав антенно-фидерных устройств могут также входить фильтры, коммутирующие устройства и другие элементы;

5) прибор - устройство, имеющее самостоятельное эксплуатационное значение и обеспечивающее измерение и индикацию параметра (параметров);

6) переменный процесс - процесс изменения во времени параметров вспомогательного газотурбинного двигателя, воздушного винта и двигателя между двумя установившимися режимами (запуск, переход с одного режима на другой режим, полная и частичная приемистости, дросселирование, сброс газа, останов);

7) переменный процесс воздушного винта - процесс изменения во времени параметров воздушного винта между двумя установившимися режимами (запуск, останов);

8) переменный процесс двигателя - процесс изменения во времени параметров двигателя между двумя установившимися режимами (запуск, полная и частичная приемистости, дросселирование, сброс газа, останов);

9) наработка газотурбинного двигателя - продолжительность эксплуатации вспомогательного газотурбинного двигателя в наземных условиях и в полете, выраженная в часах, числе эксплуатационных циклов, числе включений;

- 10) наработка воздушного винта - продолжительность эксплуатации воздушного винта в полете и наземных условиях, выраженная в часах, числе полетных циклов;
- 11) наработка двигателя - продолжительность эксплуатации двигателя в полете и наземных условиях, выраженная в часах, числе полетных циклов, числе включений;
- 12) наработка ВС - продолжительность эксплуатации ВС в полете и наземных условиях, выражаемая в часах налета, числе полетов (посадок) или других единицах;
- 13) экспортный сертификат летной годности ВС - документ, удостоверяющий соответствие экземпляра ВС требованиям Норм летной годности государства-изготовителя или государства регистрации, где ВС состояло в реестре;
- 14) полет ВС - перемещение ВС по земной (водной) поверхности и в воздушном пространстве от начала разбега при взлете (отрыва от земной или водной поверхности при вертикальном взлете) до окончания пробега (освобождение взлетно-посадочной полосы без остановки) или касания земной (водной) поверхности при вертикальной посадке;
- 15) функциональная система ВС - совокупность взаимосвязанных изделий, предназначенных для выполнения заданных общих функций;
- 16) комплекс средств пожарной защиты ВС - совокупность конструктивных мер пожарной защиты, средств пожарной сигнализации и пожаротушения, контроля и управления ими на ВС;
- 17) угол атаки ВС  $\alpha$  - угол между продольной осью  $OX$  и проекцией скорости ВС  $V$  на плоскость  $OXY$  связанной системы координат. Выбор продольной оси должен быть указан во всех документах, где приводится  $\alpha$ . Соответствующий  $\alpha$  коэффициент подъемной силы ( $C_y$ ) определяется в скоростной системе координат;
- 18) балансировка ВС - состояние равновесия всех действующих на ВС моментов в установившемся режиме полета, обеспечиваемое для каждой конфигурации соответствующими отклонениями рулей. Положения рулей и рычагов управления, обеспечивающие балансировку ВС, называются балансировочными. Балансировкой ВС с освобожденным управлением называется балансировка, при которой усилия на рычагах управления уменьшаются с помощью триммирующих устройств практически до нуля. На сбалансированном по усилиям ВС освобождение рычагов управления не приводит к их перемещениям под воздействием остаточной несбалансированности - допускается остаточная несбалансированность только в пределах силы трения в управлении;
- 19) воздушный винт - лопастный движитель, приводимый во вращение двигателем и предназначенный для получения тяги, необходимой для движения ВС;
- 20) мощность воздушного винта ( $N_B$ ) - мощность, затрачиваемая на вращение воздушного винта;

21) режим управления воздушным движением - режим работы радиолокационного ответчика в диапазоне частот и по кодам "запрос – ответ", принятым в системе вторичной радиолокации;

22) втулка воздушного винта - часть воздушного винта, соединяющая лопасти с валом двигателя (редуктора);

23) регулятор воздушного винта - агрегат двигателя, управляющий шагом воздушного винта и автоматически поддерживающий заданную частоту его вращения;

24) система регулирования и управления воздушным винтом - система, предназначенная для регулирования частоты вращения воздушного винта изменением угла установки лопастей;

25) опытный воздушный винт - воздушный винт, не проходивший государственных испытаний. Государственные испытания - испытания опытного воздушного винта, выполняемые официальной комиссией с целью подтверждения соответствия воздушного винта требованиям нормативно-технической документации и настоящих Норм, определяющим сертификацию воздушного винта "до установки на ВС" для оформления Свидетельства о годности;

26) отрицательная тяга воздушного винта - тяга воздушного винта в направлении, противоположном движению ВС;

27) реверсивный режим работы воздушного винта - режим работы воздушного винта, на котором создается отрицательная тяга при затрате мощности на его вращение ;

28) ожидаемые условия эксплуатации воздушного винта включают указанные ниже параметры (режимы) полета, параметры состояния и воздействия на воздушный винт внешней среды и эксплуатационные факторы, в том числе изменение этих характеристик (там, где это возможно) по времени за полетный цикл. Полетный цикл включает в себя ожидаемые установившиеся режимы и переменные процессы работы воздушного винта, начиная от запуска двигателя на земле до выключения после посадки ВС, а также все режимы при проведении работ по техническому обслуживанию, отнесенные к одному полетному циклу;

29) назначенный ресурс воздушного винта (деталей) - суммарная наработка воздушного винта (деталей), при достижении которой эксплуатация должна быть прекращена независимо от его (их) состояния. В пределах назначенного ресурса воздушного винта могут проводиться регламентированные ремонты, в том числе капитальные, и восстановительные работы с заменой некоторых деталей, а в пределах назначенных ресурсов деталей могут проводиться их регламентированные восстановительные ремонты. Значения временно назначенного ресурса воздушного винта (деталей) последовательно увеличиваются, начиная от начального его значения до заданного технической документацией. Временно назначенный ресурс воздушного винта устанавливается в пределах временно назначенных ресурсов основных деталей,

замена которых не предусматривается при регламентированных ремонтах или восстановительных работах. По мере увеличения временно назначенного ресурса воздушного винта его эксплуатация может быть продолжена;

30) полет по маршруту - этап полета от момента окончания взлета до начала захода на посадку;

31) управляемость ВС - свойство ВС отвечать соответствующими линейными и угловыми перемещениями в пространстве на отклонение рычагов управления (штурвала и педалей);

32) первичная система электроснабжения - система электроснабжения, генераторы которой приводятся во вращение маршевыми двигателями ВС или вспомогательной силовой установкой;

33) первичная система распределения - часть системы распределения, передающая электроэнергию от системы генерирования к распределительным устройствам;

34) назначенный ресурс - суммарная наработка ВС, при достижении которой эксплуатация ВС должна быть прекращена независимо от его состояния;

35) установившийся режим - режим работы двигателя, при котором его параметры не изменяются по времени (допускается изменение параметров в пределах допусков, указанных в технической документации);

36) режим холостого хода - установившийся режим, при котором вспомогательный газотурбинный двигатель работает без отбора мощности;

37) свидетельство или сертификат о годности изделия - документ, удостоверяющий соответствие типа двигателя или оборудования настоящим Нормам;

38) температура газа двигателя (в одном из сечений газоздушного тракта двигателя) - среднemasсовая температура заторможенного потока газа (в этом сечении);

39) температура газа вспомогательного газотурбинного двигателя (в одном из сечений газоздушного тракта вспомогательного газотурбинного двигателя) - среднemasсовая температура заторможенного потока газа (в этом сечении);

40) датчик - измерительное устройство для выработки сигнала о текущем значении измеряемого параметра;

41) максимальная допустимая взлетная масса  $m_{\text{тах дв}}$  - наибольшая разрешенная в ожидаемых условиях эксплуатации для данного аэродрома взлетная масса ВС с учетом требований подпункта 182) настоящего пункта, но не более взлетной массы;

42) максимальный достигнутый угол атаки (коэффициент подъемной силы)  $ад тах$  ( $су д тах$ ) - наибольшее значение угла атаки (коэффициента подъемной силы) ВС, достигнутое при летных испытаниях;

43) максимальный балансировочный угол атаки (коэффициент подъемной силы)  $аб тах$  ( $су б тах$ ) - наибольшее установившееся значение угла атаки (коэффициента

подъемной силы) ВС при полном отклонении штурвала на кабрирование в рассматриваемых условиях полета (конфигурация, центровка, положение стабилизатора, режим работы двигателей);

44) минимальная высота ухода на второй круг - наименьшая высота над уровнем взлетно-посадочной полосы, с которой возможен уход на второй круг в условиях, установленных настоящими Нормами;

45) уход на второй круг - маневр перевода ВС с режима захода на посадку (посадки) в режим набора высоты;

46) угол атаки (коэффициент подъемной силы) возникновения предупредительных признаков *an (сy n)* - угол атаки (коэффициента подъемной силы), на котором возникают естественные или искусственно созданные предупредительные признаки близости к допустимому углу атаки (коэффициенту нормальной силы) *adon (сy don)*;

47) ресурс до списания - ресурс ВС от начала эксплуатации до его списания, обусловленного предельным состоянием;

48) ложный запуск вспомогательного газотурбинного двигателя - раскрутка ротора вспомогательного газотурбинного двигателя и ротора двигателя пусковым устройством с подачей топлива в камеру сгорания при выключенной системе зажигания;

49) продолженный (завершенный) взлет - взлет, протекающий как нормальный до момента отказа двигателя или систем ВС, влияющих на взлетные характеристики, после чего взлет продолжается и завершается с отказавшим двигателем или системой;

50) ложный запуск двигателя - раскрутка ротора двигателя пусковым устройством с подачей топлива в камеру сгорания при выключенной системе зажигания;

51) светотехническое оборудование - оборудование, обеспечивающее как общее, так и местное освещение пассажирских салонов, кабин экипажа, технических и грузовых отсеков, приборов и пультов управления, обозначение и наружное освещение аварийных выходов, световое обозначение местоположения ВС, а также освещение внешнего пространства при рулении, взлете, посадке и освещение элементов конструкции ВС;

52) вид оборудования - оборудование с общим признаком назначения, принципа действия или рабочего процесса;

53) режим земного малого газа - установившийся режим, работы двигателя на земле при минимальной частоте вращения ротора и тяге (мощности), при которых обеспечивается его устойчивая работа и требуемая приемистость;

54) ремонтный двигатель - серийный двигатель, отремонтированный до состояния, обеспечивающего его дальнейшую эксплуатацию в пределах межремонтного ресурса;

55) ремонтный воздушный винт - серийный воздушный винт, отремонтированный до состояния, обеспечивающего его дальнейшую эксплуатацию в пределах межремонтного ресурса;

56) система - совокупность взаимосвязанных изделий авиационной техники, предназначенных для выполнения заданных функций;

57) повреждение - частичное разрушение, после которого сохраняется возможность противостоять нагрузкам определенной величины; усталостное повреждение - повреждение, вызванное усталостью;

58) индикатор - средство отображения информации о количественном или качественном значении параметров;

59) угол тангажа  $\alpha$  - угол между продольной осью  $OX$  и горизонтальной плоскостью  $OXgZg$  нормальной системы координат;

60) входная кромка взлетно-посадочной полосы - линия торца взлетно-посадочной полосы, над которой пролетает ВС при посадке;

61) высота принятия решения - относительная высота, отсчитываемая от уровня торца взлетно-посадочной полосы, на которой должен быть начат маневр ухода на второй круг в случаях, если до ее достижения не был установлен визуальный контакт с ориентиром, необходимый для выполнения посадки или, если на этой высоте положение ВС относительно заданной траектории полета не обеспечивает безопасность посадки;

62) предельный угол атаки (коэффициент подъемной силы) *а<sub>пред</sub>* (*у<sub>пред</sub>*) - значение угла атаки (коэффициента подъемной силы), устанавливаемое в качестве предельного ограничения для предписанных Руководством по летной эксплуатации конфигураций ВС и режимов полета;

63) комплекс-совокупность информационных систем, вычислительно-программирующих средств, систем индикации, сигнализации и управления, предназначенных для совместного выполнения группы задач общего функционального назначения;

64) электрическая мощность вспомогательного газотурбинного двигателя - электрическая мощность, отбираемая от электрогенераторов вспомогательного газотурбинного двигателя для самолетных приемников электрической энергии;

65) назначенный ресурс вспомогательного газотурбинного двигателя (деталей) - суммарная наработка вспомогательного газотурбинного двигателя (деталей), при достижении которой эксплуатация должна быть прекращена независимо от его (их) состояния. В пределах назначенного ресурса вспомогательного газотурбинного двигателя могут проводиться регламентированные ремонты, в том числе капитальные, и восстановительные работы с заменой некоторых деталей, а в пределах назначенных ресурсов деталей могут проводиться их регламентированные восстановительные ремонты. Значения временно назначенного ресурса вспомогательного двигателя (деталей) последовательно увеличиваются, начиная от начального его значения до заданного техническими условиями на вспомогательный двигатель. Временно назначенный ресурс вспомогательного двигателя устанавливается в пределах временно



назначенных ресурсов основных деталей, замена которых не предусматривается при регламентированных ремонтах или восстановительных работах. По мере увеличения временно назначенного ресурса вспомогательного двигателя его эксплуатация может быть продолжена;

66) угол наклона траектории  $X$  - угол между направлением земной скорости  $V_k$  и горизонтальной плоскостью  $OXgZg$  нормальной системы координат. Земная скорость  $V_k$  - скорость движения центра масс ВС относительно какой-либо из земных систем координат;

67) средства контроля работы силовой установки (рассматриваемые в параграфе 6 главы 17 и параграфе 13 главы 18 настоящих Норм) - приборы, обеспечивающие измерение и индикацию экипажу параметров работы двигателей, топливной и масляной систем;

68) приборы контроля работы силовой и вспомогательной установок - аппаратура, обеспечивающая измерение и индикацию параметров работы двигателей и систем силовой и вспомогательной установок;

69) силовая установка - совокупность элементов ВС, необходимых для создания тяги. Силовая установка включает двигатели, воздушные винты (для турбовинтового двигателя), топливную и масляную системы, системы управления двигателями, контроля и охлаждения, воздухозаборники, противопожарную защиту и другое оборудование;

70) система охлаждения и вентиляции силовой установки - совокупность элементов ВС и двигателя, обеспечивающих подвод и отвод воздуха для охлаждения наиболее теплонапряженных элементов конструкции мотогондол, внешних корпусов и агрегатов двигателя, а для вспомогательного газотурбинного двигателя дополнительно - создание необходимых температурных условий для его запуска в полете;

71) режим малого газа - установившийся режим с минимальной частотой вращения ротора турбокомпрессора, при которой обеспечивается устойчивая работа вспомогательного газотурбинного двигателя;

72) угол скольжения ВС  $v$  - угол между направлением скорости ВС  $V$  и плоскостью  $OХУ$  связанной системы координат;

73) режим проверки приемистости - режим работы двигателя на стенде с тягой ( мощностью) не более 15 % от ее значения на взлетном режиме, от которого проверяется время регламентированной приемистости, не превышающее 5 секунд, до достижения 95 % взлетной тяги (мощности). При этом время регламентированной приемистости может определяться от режима полетного малого газа, если этот режим установлен для двигателя;

74) центробежный затяжелитель шага - защитное устройство для предотвращения раскрутки воздушного винта путем увеличения его шага;

75) центробежный фиксатор шага - защитное устройство для предотвращения раскрутки воздушного винта путем фиксации его шага;

76) вторичная система распределения - часть системы распределения, передающая электроэнергию от распределительных устройств к приемникам электроэнергии;

77) перегрузка  $n$  - отношение результирующей силы  $R$  (сумма тяги  $P$  и аэродинамической силы  $RA$ ) к произведению массы ВС  $m$  на ускорение свободного падения  $g$ . При определении перегрузки  $n$  для условий разбега, приземления и пробега дополнительно учитывается сила реакции земли;

78) вторичная система электроснабжения - система электроснабжения, источниками которой являются преобразующие устройства, питаемые от первичной системы;

79) нормальный взлет - взлет при нормальной работе всех двигателей и систем ВС, влияющих на взлетные характеристики;

80) нормальный запуск двигателя - переменный процесс раскрутки ротора (роторов) двигателя от неподвижного состояния (или режима авторотации) до достижения режима малого газа или холостого хода с сохранением времени запуска и других параметров в пределах, установленных технической документацией;

81) нормальный запуск вспомогательного газотурбинного двигателя - переменный процесс раскрутки ротора (роторов) вспомогательного газотурбинного двигателя от неподвижного состояния (или режима авторотации) до достижения режима малого газа или холостого хода с сохранением времени запуска и других параметров в пределах, установленных технической документацией;

82) установившийся режим - режим работы вспомогательного газотурбинного двигателя, при котором его параметры не изменяются во времени (допускается изменение параметров в пределах допусков, указанных в технической документации);

83) остаточная прочность - прочность конструкции (элемента, материала) при наличии повреждения;

84) отказы воздушного винта с опасными последствиями - отказы, которые могут приводить к катастрофической ситуации. К отказам с опасными последствиями относятся:

разрушения, которые могут приводить к отрывам лопастей воздушного винта или их частей;

отказы, приводящие к возникновению недопустимой отрицательной тяги;

85) отказы двигателя с опасными последствиями - отказы, которые могут приводить к катастрофической ситуации. К отказам с опасными последствиями относятся:

разрушения элементов роторов, обломки которых не удерживаются внутри корпусов (нелокализованные разрушения);

нелокализованные пожары;

отказы, вызывающие повышение содержания в отбираемом (в систему кондиционирования) воздухе вредных примесей двигательного происхождения сверх допустимых концентраций;

отказы, приводящие к возникновению недопустимой тяги в направлении, противоположном движению ВС;

отказы, исключаяющие возможность выключения двигателя;

86) отказы вспомогательного газотурбинного двигателя с опасными последствиями - отказы, которые могут приводить к катастрофической ситуации. К отказам с опасными последствиями относятся:

разрушения элементов роторов, обломки которых не удерживаются внутри корпуса вспомогательного газотурбинного двигателя (нелокализованные разрушения);

нелокализованные пожары вспомогательного газотурбинного двигателя;

отказы, вызывающие повышение в отбираемом (в систему кондиционирования) воздухе вредных примесей двигательного происхождения сверх допустимых концентраций;

отказы, приводящие к невозможности использования вспомогательного газотурбинного двигателя в полете в аварийной ситуации;

87) безопасное повреждение - повреждение конструкции, не снижающее остаточную прочность ниже допустимого уровня;

88) концевая полоса безопасности - часть летной полосы, расположенная непосредственно за кромкой взлетно-посадочной полосы и предназначенная для завершения пробега ВС в особых ситуациях;

89) критический двигатель - двигатель, отказ которого вызывает наиболее неблагоприятные изменения в летных характеристиках, в поведении, в управляемости и в условиях пилотирования ВС на рассматриваемом режиме полета;

90) система управления двигателями - совокупность всех элементов, обеспечивающих запуск, изменение или поддержание режима работы (тяги или мощности) и выключение каждого двигателя силовой установки;

91) назначенный ресурс двигателя (деталей) - суммарная наработка двигателя (деталей), при достижении которой эксплуатация должна быть прекращена независимо от его (их) состояния;

92) ресурс двигателя до первого капитального ремонта - установленная наработка от начала эксплуатации до первого капитального ремонта.

В процессе серийного производства и эксплуатации ресурс до первого капитального ремонта подлежит увеличению от начального его значения до заданного техническими условиями на двигатель. В пределах ресурса до первого капитального ремонта и межремонтных ресурсов допускается проведение локальных ремонтов и восстановительных работ с заменой отдельных деталей;

- 93) располагаемая длина разбега - длина взлетно-посадочной полосы, уменьшенная на длину участка выруливания;
- 94) располагаемая посадочная дистанция - расстояние по горизонтали, равное длине взлетно-посадочной полосы;
- 95) располагаемая летная полоса - сумма длин взлетно-посадочной полосы и одной концевой полосы безопасности (если таковая имеется);
- 96) заход на посадку - этап полета с высоты начала перехода конфигурации из полетной в конфигурацию захода на посадку, но не ниже 400 метров, и до высоты 15 метров над уровнем торца взлетно-посадочной полосы (9 метров для случаев, оговоренных пунктом 132 настоящих Норм);
- 97) посадочная дистанция  $L_{\text{пос}}$  - расстояние по горизонтали, проходимое ВС с высоты 15 метров (9 метров для случаев, оговоренных пунктом 110 настоящих Норм), над уровнем торца взлетно-посадочной полосы до полной его остановки;
- 98) посадка - этап полета с высоты 15 метров (9 метров для случаев, оговоренных пунктом 111 настоящих Норм) над уровнем торца взлетно-посадочной полосы, включающий воздушный участок до касания и пробег до полной остановки;
- 99) вспомогательная силовая установка - совокупность элементов с вспомогательным газотурбинным двигателем, являющаяся источником сжатого воздуха, электроэнергии, мощности на валу и предназначенная для обеспечения работы систем ВС на земле и в полете, в том числе для запуска двигателей силовой установки и электроснабжения систем ВС в полете при отказе первичных источников, установленных на двигателях силовой установки;
- 100) эквивалентная воздушная мощность вспомогательного газотурбинного двигателя - мощность, которую может развивать отбираемый от вспомогательного газотурбинного двигателя сжатый воздух при его адиабатическом расширении до атмосферного давления;
- 101) угол крена  $\gamma$  - угол между поперечной осью  $OZ$  и осью  $OZg$  нормальной системы координат, смещенной в положение, при котором угол рыскания равен нулю. Начало нормальной системы координат помещается в центре масс ВС. Ось  $OZg$  направлена вверх по местной вертикали. Направление осей  $OXg$  и  $OZg$  выбирается в соответствии с задачей;
- 102) угол атаки (коэффициент Подъемной силы) сваливания  $\alpha_s$  ( $\alpha_s$  - угол атаки ВС (коэффициента подъемной силы) соответствующий началу сваливания). Под началом сваливания понимается момент возникновения на больших углах атаки недопустимого по оценке пилота и данным регистрации не прекращающегося без уменьшения угла атаки самопроизвольного аperiодического или колебательного движения ВС (исключая движение, которое легко парируется малыми обычными отклонениями рулей). Под сваливанием понимается явление, возникающее на больших углах атаки, характеризующиеся самопроизвольным аperiодическим или колебательным

движением ВС с большой амплитудой, не прекращающимся без уменьшения угла атаки;

103) короткопериодическое движение - вид собственного продольного движения ВС относительно его центра масс, характеризуемый сравнительно быстрым колебательным изменением кинематических параметров вращения ВС при практически постоянной скорости полета  $V$ ;

104) радиотехническое оборудование навигации, посадки и управления воздушным движением - оборудование, обеспечивающее определение местоположения ВС в полете, на маршруте, на взлете и при посадке, а также автоматическую передачу данных наземным службам управления воздушным движением радиотехническим способом;

105) основные детали - детали, разрушение или последствия разрушения которых, могут привести к опасным для ВС последствиям. Конкретный перечень основных деталей определяется на основе анализа отказов, которые могут иметь опасные последствия, с учетом опыта доводки воздушного винта и эксплуатации его прототипов;

106) основной запас топлива - масса топлива, расходуемая при запуске и прогреве двигателей, рулении, взлете, полете по маршруту, заходе на посадку и посадке, определяемая при принятых прогнозируемых условиях (температурах наружного воздуха и скоростях ветра по трассе), а также при выдерживании расчетных режимов и профиля полета;

107) основное оборудование - оборудование, необходимое для обеспечения основных заданных функций в ожидаемых условиях эксплуатации;

108) максимальный режим - установившийся режим работы двигателя, характеризуемый максимальной тягой (мощностью) на земле или в полете в течение ограниченного времени;

109) максимальный допустимый крутящий момент (применительно только к двигателям со свободной турбиной) - максимальный крутящий момент, приложение которого в течение периода времени до 20 секунд не приводит к опасным последствиям для двигателя;

110) максимальная частота вращения - максимальная в ожидаемых условиях эксплуатации частота вращения ротора на максимальном (взлетном) режиме;

111) масляная система - система силовой установки, включающая агрегаты и узлы двигателя и силовой установки, обеспечивающая размещение и охлаждение масла, а также его циркуляцию для смазки и охлаждения узлов трения двигателя в процессе его работы;

112) максимальный режим - установившийся режим работы вспомогательного газотурбинного двигателя на земле и в полете, характеризуемый максимальной

величиной отбираемой эквивалентной воздушной и электрической мощности в течение ограниченного времени;

113) максимальный длительный режим - установившийся режим работы вспомогательного газотурбинного двигателя, характеризуемый наибольшей величиной отбираемой эквивалентной воздушной и электрической мощностей, допускаемыми Руководством по технической эксплуатации без ограничений времени работы;

114) модифицированный воздушный винт - воздушный винт, являющийся развитием серийного воздушного винта, с такими изменениями конструкции, которые существенно влияют на его характеристики и летную годность;

115) максимальная допустимая посадочная масса  $m_{\text{тах дп}}$  - наибольшая разрешенная в ожидаемых условиях эксплуатации для данного аэродрома посадочная масса ВС с учетом требований подпункта 155) настоящего пункта, но не более максимальной посадочной массы;

116) максимальный продолжительный режим - установившийся режим работы двигателя, характеризуемый пониженными по сравнению с максимальным режимом значениями частоты вращения ротора (роторов) и температуры газа перед турбиной, при которых двигатель может работать с ограниченной по времени общей наработкой. При этом, условия применения максимального, взлетного и максимального продолжительного режимов, а также, допустимая суммарная наработка на этих режимах за ресурс, указываются в Руководстве по технической эксплуатации, регламентация этих режимов (ограничения по условиям и длительности их применения) не лишает пилота выходить за пределы этих ограничений в опасной ситуации;

117) основные детали - детали, разрушение или последствия разрушения которых могут привести к опасным для ВС последствиям.

Конкретный перечень основных деталей определяется на основе анализа отказов, которые могут иметь опасные последствия, с учетом опыта доводки двигателя и эксплуатации его прототипов;

118) фактическая траектория - траектория, продемонстрированная в летных испытаниях;

119) осредненный эксплуатационный цикл (далее - эксплуатационный цикл) изменение по времени давления и температуры воздуха на входе во вспомогательный газотурбинный двигатель, изменение частоты вращения роторов и других параметров, характеризующих режимы работы вспомогательного газотурбинного двигателя на ВС. Эксплуатационный цикл получается путем анализа, группировки и осреднения типовых циклов работы вспомогательного газотурбинного двигателя в наземных условиях на ВС и в полете с использованием данных о фактических условиях работы вспомогательного двигателя в эксплуатации;

120) установившийся режим - режим работы воздушного винта, при котором его параметры не изменяются во времени (допускается изменение параметров в пределах допусков, указанных в технической документации на воздушный винт);

121) исполнитель (изготовитель) - организация, осуществляющая проектирование, постройку опытных образцов авиационной техники и выпуск серийных ВС, двигателей и оборудования;

122) осредненный полетный цикл (полетный цикл) - изменение по времени давления и температуры воздуха на входе в двигатель и изменение частот вращения роторов двигателя и других параметров, характеризующих режимы работы двигателя на ВС. Полетный цикл получается путем анализа, группировки и осреднения типовых полетных циклов с использованием данных о фактических условиях работы двигателя в эксплуатации;

123) центральный сигнальный огонь - светосигнальное устройство, предназначенное для привлечения внимания и информации членов экипажа ВС о включении любого из относящихся к нему аварийных или предупреждающих сигналов ;

124) топливная система - система для размещения топлива на ВС, выработки его в определенном порядке, подачи топлива в двигатели силовой установки и вспомогательной силовой установки и другие потребители, а также для выполнения вспомогательных функций;

125) система централизованной заправки топливом - часть топливной системы ВС, включающая устройства и трубопроводы, обеспечивающие наполнение баков топливом в заданной последовательности и в определенном количестве при подаче топлива под давлением;

126) система аварийного слива топлива - часть топливной системы ВС, включающая устройства и трубопроводы, обеспечивающие в необходимых случаях быстрый слив определенного количества топлива из баков в атмосферу во время полета ;

127) система дренажа топливных баков - часть топливной системы ВС, включающая устройства и трубопроводы, обеспечивающие сообщение воздушных полостей баков с атмосферой;

128) топливный бак-кессон - герметизированный отсек конструкции ВС, предназначенный для размещения топлива;

129) насос подкачки топлива - насос, который подает топливо к двигателям из расходного бака или расходного отсека топливного бака;

130) насос перекачки топлива - насос для перекачки топлива из одних топливных баков ВС в другие;

131) огнестойкий материал - материал, не пропускающий пламя керосиновой или газовой лампы с диаметром факела 120 миллиметров и температурой  $1100 + 50^{\circ} \text{C}$  в течение 15 минут;

132) огнестойкий материал - материал, выдерживающий действие пламени керосиновой или газовой лампы с диаметром факела 120 миллиметров и температурой  $1100 + 50^{\circ} \text{C}$  в течение 5 минут;

133) расходный топливный бак - топливный бак ВС, из которого топливо подается к двигателям (двигателю) и другим потребителям;

134) расходный отсек топливного бака - часть топливного бака ВС, из которого топливо подается к двигателю и другим потребителям;

135) осредненный полетный цикл (полетный цикл) - изменение по времени режимов работы воздушного винта и других параметров, характеризующих условия его работы на ВС. Полетный цикл получается путем анализа, группировки и осреднения типовых полетных циклов с использованием данных о фактических условиях работы воздушного винта в эксплуатации;

136) устойчивость - свойство ВС восстанавливать без вмешательства пилота кинематические параметры невозмущенного движения и возвращаться к исходному режиму после прекращения действия на ВС возмущений;

137) воздушный винт изменяемого шага - воздушный винт, лопасти которого во время работы могут автоматически или с помощью ручного управления поворачиваться вокруг своих осей и устанавливаться под необходимым углом;

138) живучесть - свойство конструкции (элемента, материала) сохранять прочность при наличии повреждений (в том числе усталостных);

139) испытания на живучесть - экспериментальное определение остаточной прочности частично поврежденной конструкции;

140) допустимая наработка в эксплуатации с учетом живучести - наработка, в пределах которой обеспечение необходимого уровня безопасности требует специальных осмотров конструкции, направленных на предотвращение состояния, характеризующегося наличием повреждений, снижающих остаточную прочность ниже допустимого уровня;

141) тракт измерения (управления) - цепочка последовательно связанных элементов в одной или нескольких системах или комплексах, решающая задачи восприятия, измерения и индикации (управления) параметра (параметром);

142) система генерирования - совокупность источников или преобразователей электроэнергии (генераторов, преобразовательных установок рода тока и величины напряжения, аккумуляторов), устройств стабилизации их напряжений и частот,



устройств параллельной работы, защиты, управления и контроля, которые обеспечивают централизованное производство электроэнергии и поддержание ее характеристик в заданных пределах;

143) пожароопасный отсек - отсек на ВС, в котором имеется потенциальная опасность возникновения очага пожара;

144) противопожарный кран - устройство с дистанционным управлением, предназначенное для прекращения поступления топлива к двигателю и другим потребителям пожароопасного отсека;

145) компенсационный запас топлива - масса топлива, необходимая для компенсации погрешностей, связанных с точностью самолетовождения и топливоизмерительных систем, с разбросом индивидуальных характеристик эксплуатируемых ВС и двигателей, с возможными отклонениями метеорологических условий от прогнозируемых, а также дополнительное количество топлива, необходимое для компенсации методических погрешностей расчета потребного на полет запаса топлива;

146) ожидаемые условия эксплуатации - расчетные условия, определенные настоящими Нормами, эксплуатационные ограничения и рекомендуемые режимы полетов, установленные для данного типа ВС при его сертификации;

147) эксплуатационные ограничения - условия, режимы и значения параметров, преднамеренный выход за пределы которых недопустим в процессе эксплуатации ВС;

148) радиосвязное оборудование - оборудование, обеспечивающее прием и передачу сообщений по радиоканалам, ведение переговоров между членами экипажа и передачу оповещений пассажирам;

149) ресурс - наработка от начала эксплуатации или ее возобновления после ремонта до прекращения или приостановки эксплуатации ВС;

150) резервное оборудование - оборудование, необходимое для обеспечения нормального выполнения ограниченного количества функций с приемлемыми точностными характеристиками при отказе отдельных видов основного оборудования или невозможности его использования;

151) максимальный допустимый крутящий момент (применительно только к вспомогательному газотурбинному двигателю со свободной турбиной) - максимальный крутящий момент, приложение которого в течение 20 секунд не приводит к опасным последствиям для вспомогательного газотурбинного двигателя;

152) максимально допустимая частота вращения - максимальная в ожидаемых условиях эксплуатации частота вращения ротора, при превышении которой вспомогательный газотурбинный двигатель автоматически выключается;

153) допустимый угол атаки (коэффициент подъемной силы)  $a_{\text{дон}} (c_{y_{\text{дон}}})$  - значение угла атаки (коэффициента подъемной силы), устанавливаемое в качестве

эксплуатационного ограничения для предписанных Руководством по летной эксплуатации конфигураций ВС и режимов полета;

154) резервный запас топлива - масса топлива, необходимая для ухода на второй круг и выполнения полета на запасной аэродром с расчетной точки полета по маршруту в прогнозируемых метеоусловиях, на рекомендованной Руководством по летной эксплуатации высоте со скоростью, соответствующей минимальному километровому расходу топлива; выполнения полета на режиме ожидания над запасным аэродромом; осуществления захода на посадку до высоты принятия решения;

155) холодный запуск - нормальный запуск, осуществляемый не ранее чем через два часа после выключения вспомогательного газотурбинного двигателя или через другой, установленный технической документацией, промежуток времени;

156) холодный запуск - нормальный запуск, осуществляемый не ранее чем через два часа после выключения двигателя, или через другой, установленный технической документацией, промежуток времени;

157) таблица соответствия - документ, свидетельствующий о соответствии типа ВС, двигателей и оборудования требованиям настоящих Норм;

158) сигнализатор - прибор, обеспечивающий отображение информации о соответствии или несоответствии параметра, системы или объекта требуемому значению или состоянию в виде визуальных, звуковых и тактильных сигналов;

159) испытательный цикл вспомогательного газотурбинного двигателя - изменение по времени частот вращения роторов, положений регулирующих органов и условий на входе во вспомогательный газотурбинный двигатель при стендовых испытаниях, обеспечивающих возможно более полное и ускоренное воспроизведение повреждаемости, накопленной в эксплуатационных циклах, с учетом относительных частот использования этих циклов в эксплуатации;

160) испытательный цикл воздушного винта - изменение по времени режимов работы воздушного винта при стендовых испытаниях, обеспечивающих возможно более полное и ускоренное воспроизведение повреждаемости, накопленной в полетных циклах, с учетом относительных частот использования этих циклов в эксплуатации;

161) испытательный цикл двигателя - изменение по времени частот вращения роторов, положений регулирующих органов и условий на входе в двигатель при стендовых испытаниях, обеспечивающих возможно более полное и ускоренное воспроизведение повреждаемости, накопленной в полетных циклах, с учетом относительных частот использования этих циклов в эксплуатации;

162) режим реверсирования тяги - установившийся режим работы двигателя при включенном реверсивном устройстве;

163) заказчик - государственные органы и организации Республики Казахстан, организации гражданской авиации, заказывающие и (или) эксплуатирующие ВС;

164) опытный воздушный винт - воздушный винт, не проходивший государственных испытаний. Государственные испытания - испытания опытного воздушного винта, выполняемые официальной комиссией с целью подтверждения соответствия воздушного винта требованиям нормативно-технической документации и настоящих Норм, определяющим сертификацию воздушного винта "до установки на ВС" для оформления Свидетельства о годности;

165) опытный двигатель - двигатель, не проходивший государственные испытания. При этом государственные испытания двигателя - испытания опытного двигателя, выполняемые официальной комиссией с целью подтверждения соответствия двигателя требованиям нормативно-технической документации и настоящим Нормам, определяющим сертификацию двигателя "до установки на ВС" для оформления Свидетельства о годности;

166) усталость - процесс постепенного накопления повреждений в конструкции (элементе, материале) под действием переменных напряжений, приводящий к изменению свойств, образованию и развитию трещин;

167) усталостная прочность (сопротивление усталости) - свойство конструкции (элемента, материала) противостоять усталости;

168) усталостная повреждаемость - условная мера усталости, определяемая расчетным способом (например, с использованием линейной гипотезы суммирования усталостной повреждаемости);

169) полная траектория - фактическая траектория, пересчитанная к номинальной регулировке двигателей по тяге (мощности) и к заданным в Руководстве по летной эксплуатации условиям и режимам полета с учетом процедур прогрева двигателей, установленных Руководством по летной эксплуатации;

170) серийный двигатель - двигатель, изготавливаемый в серийном производстве и соответствующий по основным данным, параметрам, конструкции и применяемым материалам двигателю, прошедшему государственные испытания и получившему Свидетельство о годности;

171) серийный воздушный винт - воздушный винт, изготавливаемый в серийном производстве и соответствующий по основным данным, параметрам, конструкции, применяемым материалам воздушному винту, прошедшему государственные испытания и получившему Свидетельство о годности;

172) выносливость - свойство конструкции (элемента, материала) противостоять возникновению и развитию усталостных повреждений (выносливость на стадии до возникновения усталостных повреждений, выносливость на стадии развития усталостных повреждений);

173) испытания на выносливость - экспериментальное определение количественных характеристик выносливости путем многократного приложения к конструкции переменных нагрузок;

174) допустимая наработка в эксплуатации по условиям выносливости - наработка, в пределах которой необходимый уровень безопасности (предотвращение состояния, характеризующегося наличием усталостных повреждений, снижающих остаточную прочность ниже допустимого уровня) обеспечивается без специальных осмотров конструкции;

175) модифицированный двигатель - двигатель, являющийся развитием серийного двигателя, с такими изменениями конструкции, которые существенно влияют на его характеристики и летную годность;

176) рекомендуемые режимы полетов - режимы полетов в пределах эксплуатационных ограничений, установленных руководством по летной эксплуатации ВС;

177) взлетный режим - максимальный режим работы двигателя на земле ( $H = 0, M = 0$ ) при взлете ВС;

178) режим полетного малого газа - установившийся режим работы двигателя при минимальной допустимой частоте вращения ротора, обеспечивающей требуемую приемистость и величину тяги при заходе на посадку;

179) пилотажно-навигационное оборудование - совокупность измерительных, вычислительных и управляющих систем и устройств и систем отображения информации на борту ВС, предназначенных для решения задач пилотирования, навигации и самолетовождения в целом от взлета до посадки и выдачи информации потребителям;

180) летная полоса - участок местности, состоящий из ВПП - взлетно-посадочной полосы, КПБ - концевых полос безопасности и БПБ - боковых полос безопасности;

181) чистая траектория взлета - полная траектория взлета, градиенты Пн которой уменьшены в соответствии с настоящими Нормами;

182) потребный на полет запас топлива - запас топлива, включающий основной и аэронавигационный запасы топлива. Аэронавигационный запас топлива состоит из компенсационного и резервного запасов топлива;

183) длиннопериодическое движение - вид собственного продольного движения ВС относительно исходной траектории полета, характеризуемый сравнительно медленным колебательным изменением, как скорости, так и высоты полета при практически постоянном угле атаки;

184) располагаемая дистанция взлета - расстояние, равное сумме располагаемой длины разбега, концевой полосы безопасности и свободной зоны в направлении взлета, заявленной аэродромной службой, причем располагаемая дистанция взлета должна быть не более 150 % длины взлетно-посадочной полосы;

185) прерванный взлет - взлет, протекающий как нормальный до момента отказа двигателя или систем ВС, влияющих на взлетные характеристики, после чего

начинается прекращение взлета с последующим торможением ВС до полной его остановки;

186) типовая конструкция - конструкция ВС, соответствие которой настоящим Нормам установлено по результатам заводских, государственных и эксплуатационных испытаний;

187) система флюгирования - система, предназначенная для перевода лопастей воздушного винта во флюгерное положение и включающаяся автоматически и вручную;

188) взлет - этап полета, включающий в себя разбег ВС и отрыв с последующим набором высоты 400 метров над уровнем взлетно-посадочной полосы или высоты, на которой заканчивается переход в полетную конфигурацию в зависимости от того, какая из них больше;

189) предельное состояние - состояние конструкции, при котором ее дальнейшая эксплуатация должна быть прекращена из-за нарушения требований безопасности или ухода заданных параметров за установленные пределы, или снижения эффективности эксплуатации ниже допустимой;

190) предельные ограничения - ограничения режимов полета, выход за которые недопустим ни при каких обстоятельствах;

191) спиральное движение - вид собственного бокового аperiodического движения ВС (обычно медленно протекающий), в процессе которого ВС перемещается по спиралеобразной траектории, самопроизвольно уменьшая или увеличивая ее кривизну и угол крена в зависимости от степени устойчивости или неустойчивости этого движения;

192) горячий запуск - нормальный запуск, осуществляемый не позже, чем через 15 минут после выключения работающего вспомогательного газотурбинного двигателя;

193) горячий запуск - нормальный запуск, осуществляемый не позже чем через 15 минут после выключения работающего двигателя;

194) отказное состояние (далее - функциональный отказ) - вид неработоспособного состояния системы в целом, характеризующийся определенным нарушением ее функции независимо от причин, вызывающих это состояние;

195) эквивалентная мощность ( $N_{экв}$ ) - сумма мощности воздушного винта и мощности реактивной струи турбовинтового двигателя;

196) электротехническое оборудование - оборудование, обеспечивающее генерирование, преобразование, распределение электроэнергии между приемниками электроэнергии, а также различного рода электротехнические устройства и механизмы, имеющие самостоятельное назначение и не являющиеся элементами других систем;

197) система электроснабжения - совокупность систем генерирования и распределения электроэнергии;

198) аварийный источник электроэнергии - источник электроэнергии, независимый от работы первичных источников, установленных на маршевых двигателях и вспомогательной силовой установке. Аварийный источник используется в полете при отказавших и (или) отключенных первичных источниках для питания ограниченного состава приемников электроэнергии (первой категории). Примерами аварийных источников служат аккумулятор, преобразователь, питаемый от аккумулятора;

199) система распределения электроэнергии - совокупность устройств, передающих электроэнергию от системы генерирования, элемента присоединения наземного источника к распределительным устройствам и от распределительных устройств к приемникам электроэнергии, обеспечивающих производство необходимых коммутаций, резервирование электропитания приемников и защиту от повреждения системы распределения;

200) приемники электроэнергии - системы, устройства, отдельные блоки, для работы которых необходима электроэнергия. По характеру требований надежности электроснабжения приемники электроэнергии разделяются на категории:

приемники электроэнергии первой категории, работа которых необходима для обеспечения безопасного завершения полета и посадки в соответствии с пунктом 30 настоящих Норм;

приемники электроэнергии второй категории, работа которых необходима для безопасного продолжения запланированного полета и посадки по заданию на полет;

приемники электроэнергии третьей категории, прекращение электропитания которых не влияет на безопасность полета и на выполнение задания на полет;

201) режим *RBS (A, AC) (Radar Beacon System)* - режим работы радиолокационного ответчика управления воздушным движением в диапазоне частот и по кодам "запрос – ответ", соответствующим Приложению 10 к Конвенции о Международной гражданской авиации;

202) длина разбега  $L_p$  - расстояние по горизонтали, проходимое ВС от точки старта до точки отрыва его от взлетно-посадочной полосы;

203) дистанция нормального (продолженного) взлета  $L_{взл}$  - расстояние по горизонтали, проходимое ВС от точки старта до точки на высоте 10,7 метров над уровнем взлетно-посадочной полосы в точке отрыва;

204) дистанция прерванного взлета  $L_{пр\ взл}$  - расстояние по горизонтали, проходимое ВС от точки старта до точки полной остановки;

205) располагаемая дистанция прерванного взлета - длина располагаемой летной полосы, уменьшенная на длину участка выруливания;

206) градиент набора высоты

?

$H$  - тангенс угла наклона траектории набора высоты

$\frac{dH}{dt}$

, выраженный в процентах:

$$\eta_{II} = \text{tg } \Xi H * 100\%$$

;

207) градиент снижения

$$\eta_{CH}$$

абсолютная величина тангенса угла наклона траектории снижения выраженная в процентах:

$$\eta_{CH} = [\text{tg } \Xi CH] * 100\%$$

;

208) полный градиент набора высоты

?

*ПН*- градиент набора высоты, продемонстрированный при летных испытаниях ВС в рассматриваемых настоящими Нормами условиях и приведенный к номинальной регулировке двигателей по тяге (мощности) с учетом процедур прогрева двигателей, установленных Руководством по летной эксплуатации;

209) чистый градиент набора высоты

?

*ЧН* - полный градиент набора высоты (подпункт 206) настоящего пункта), уменьшенный в соответствии с настоящими Нормами;

210) максимальная эксплуатационная перегрузка, указанная в Руководстве по летной эксплуатации, *путях* - наибольшее допустимое по прочности конструкции значение нормальной перегрузки в центре тяжести ВС при маневре, определяемое в связанной системе координат при рассматриваемой полетной массе и конфигурации ВС.

6. Условные обозначения, используемые при рассмотрении характеристик устойчивости и управляемости ВС:

$\phi$ ,  $\phi_B$ ,  $\phi_3$ ,  $\phi_H$  - углы отклонения аэродинамических органов управления, соответственно, стабилизатора, руля высоты, элеронов, руля направления;

$\phi_{ш.э}$  - угловое отклонение штурвала от нейтрального положения;

$X_B$ ,  $X_3$ ,  $X_H$  - линейные перемещения рычагов управления штурвала и педалей (в месте приложения пилотом усилий) относительно своих нейтральных положений;

$P_B$ ,  $P_3$  - усилия на штурвале соответственно в продольном и поперечном направлениях;

$P_{и} = P_{н прав} - P_{н лев}$  - разность усилий на педалях;

$t_B$ ,  $t_3$ ,  $t_H$  - углы отклонения триммеров руля высоты, элеронов и руля направления относительно своего нейтрального положения;

$$dP_e \quad dP_3 \quad dP_H$$

-----,-----,-----, - градиенты изменения усилий на штурвале и

$$dx_B, dx_э, dx_H$$

педалях по их ходу;

$w_x, w_y, w_z$  - скорости крена, рыскания и тангажа в связанной системе координат;

$$dP_B, dx_B$$

$P_B^n = \text{-----}$ ,  $X_B^n = \text{-----}$ , - соответственно изменение усилий на

$$dn_y, dn_y$$

штурвале и перемещение штурвала на единицу нормальной перегрузки;

$$\hat{n}_y \text{- заб}$$

$\hat{n}_y \text{- заб} = \text{-----}$  - относительный (по отношению к

$$\hat{n}_y$$

установившемуся приращению) заброс нормальной перегрузки при ступенчатом отклонении руля высоты (стабилизатора);

$t_{cp}$  - время срабатывания, определяемое как интервал времени, необходимый для достижения 95 % установившегося приращения нормальной перегрузки при ступенчатом отклонении руля высоты (стабилизатора);

связанная ( $OXYZ$ ) и скоростная ( $Ox_a YaZa$ ) системы координат и правила знаков, принятые при рассмотрении устойчивости и управляемости ВС. Начало координат системы находится в центре масс ВС. Продольная ось  $Ox$  лежит в плоскости симметрии и направлена вперед от хвостовой к носовой части ВС. Направление продольной оси может быть выбрано как по базовым осям ВС, крыла или фюзеляжа, так и по главным осям инерции.

Нормальная ось  $Oy$  расположена в плоскости симметрии ВС и направлена к его верхней части. Поперечная ось  $Oz$  перпендикулярна плоскости симметрии ВС и направлена в сторону правой части крыла.

$V_{min \text{ ЭР}} (VMCG)$  - минимальная эволютивная скорость разбега;

$V_{min \text{ ЭВ}} (VMCA)$  - минимальная эволютивная скорость взлета;

$V_{min \text{ отр}} (VMU)$  - минимальная скорость отрыва;

$V_{отк} (VEF)$  - скорость в момент отказа двигателя;

$V_1$  - скорость принятия решения, скорость разбега ВС, на которой возможно как безопасное прекращение, так и безопасное продолжение взлета;  $V_{п.ст} (VR)$  - скорость в момент подъема передней стойки шасси, скорость начала отклонения штурвала в направлении "на себя" для увеличения угла тангажа на разбеге;

$V_{отр} (VLOF)$  - скорость отрыва, скорость ВС в момент отрыва основных его стоек шасси от поверхности взлетно-посадочной полосы по окончании разбега при взлете;

$V_2$  - безопасная скорость взлета;



$V_{2n}$  - скорость начального набора высоты со всеми работающими двигателями;

$V_3$  - скорость в момент начала уборки механизации на взлете;

$V_4$  - скорость при полетной конфигурации на взлете;

$V_{min \text{ э}n} (VMCL)$  - минимальная эволютивная скорость захода на посадку;

$V_{min \text{ э}n-1} (VMCL-1)$  - минимальная эволютивная скорость захода на посадку с одним неработающим двигателем;

$V_{min \text{ э}n-2} (VMCL-2)$  - минимальная эволютивная скорость захода на посадку с двумя неработающими двигателями. В скобках приведены обозначения скоростей, принятые в Международной организации гражданской авиации ИКАО;

$V_{ЗПДmin}$  - минимальная демонстрационная скорость захода на посадку;

$V_{ЗПmax}$  - максимальная скорость захода на посадку;

$V_{ЗП} (VREF)$  - скорость захода на посадку;

$V_{ЗП\_n-1} (VREF-1)$  - скорость захода на посадку с одним неработающим двигателем

;

$V_{ЗП\_n-2} (VREF-2)$  - скорость захода на посадку с двумя неработающими двигателями;

$V_c (V_s)$  - скорость сваливания или минимальная скорость ВС, соответствующая максимальному значению коэффициента подъемной силы в связанной системе координат, достигнутому в процессе торможения до угла атаки  $\alpha_{пред}$  или  $\alpha_c$ , если  $\alpha_{пред}$  назначается по сваливанию при условиях, оговоренных в пункте 44 настоящих Норм, приведенная к  $n_{уа} = 1$ ;

$V_{c1} (V_{sL})$  - скорость сваливания или минимальная скорость ВС в рассматриваемой конфигурации для рассматриваемых значений массы, центровки ВС и режима работы двигателей, соответствующего полетному малому газу;

$V_{a \text{ доп}} (V_c \text{ у доп})$  - скорость при допустимом угле атаки (коэффициенте подъемной силы), приведенная к  $n_{уа} = 1$ ;

$V_{np}$  - скорость, соответствующая возникновению предупредительных признаков, приведенная к  $n_{уа} = 1$ ;

$V_{max \text{ э}}$  - максимальная эксплуатационная скорость;

$V_{max \text{ max}}$  - расчетная предельная скорость.

Для краткого обозначения скоростей должны использоваться следующие сокращения:

$ПР (IAS)$  - приборная скорость;

$ИЗ (CAS)$  - индикаторная земная скорость;

$ИН (EAS)$  - индикаторная скорость;

$ИС (TAS)$  - истинная скорость.

Указанные сокращения ставятся после числового значения с размерностью.

Например, приборная скорость захода на посадку, равная 200 км/ч, обозначается  $V_{3п} = 200 \text{ км/ч ПР}$ .

Приборная скорость - скорость, которую показывает указатель скорости, проградуированный по разности между полным и статическим давлениями воздуха с вычетом сжимаемости при давлении воздуха на уровне моря в стандартных условиях:

$V_{ПР} \rightarrow R_{полн} - R_{ст}$ , где,  $R_{полн}$  берется с учетом сжимаемости воздуха.

Индикаторная земная скорость - приборная скорость, исправленная на инструментальную погрешность и аэродинамическую поправку:

$$V_{ИЗ} = V_{ПР} + \delta V_{np} + \delta V_a.$$

Индикаторная скорость - индикаторная земная скорость, исправленная на поправку на сжимаемость, связанную с отличием давления воздуха от стандартного давления на уровне моря:

$$V_{ИН} = V_{ИЗ} + \delta V_{сж}.$$

Истинная скорость - скорость ВС относительно невозмущенного потока, связанная с индикаторной скоростью.

## Глава 2. Общие требования

**Сноска. Заголовок главы 2 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).**

7. Настоящие Нормы устанавливают:

государственные требования к летной годности ВС, при котором уровень летной годности ВС достигается выполнением всех требований настоящих Норм;

факторы (условия или причины), приводящие к возникновению особых ситуаций и подлежащие рассмотрению при оценке летной годности ВС, которые указываются в соответствующих пунктах настоящих Норм.

При этом особой ситуацией признается ситуация, возникшая в результате воздействия неблагоприятных факторов или их сочетаний, и приводящая к снижению безопасности полета.

По степени опасности особые ситуации разделяются на:

1) усложнение условий полета, характеризующееся незначительным увеличением психофизиологической нагрузки на экипаж, или незначительным ухудшением характеристик устойчивости и управляемости или летных характеристик ВС. Усложнение условий полета не приводит к необходимости немедленного или не предусмотренного заранее изменения плана полета и не препятствует его благополучному завершению;

2) сложные ситуации, характеризующиеся заметным повышением психофизиологической нагрузки на экипаж или заметным ухудшением характеристик устойчивости, управляемости, летных характеристик либо выходом одного или

нескольких параметров полета за эксплуатационные ограничения, но без достижения предельных ограничений и (или) расчетных условий;

3) аварийные ситуации, характеризующиеся значительным повышением психофизиологической нагрузки на экипаж или значительным ухудшением характеристик устойчивости и управляемости или летных характеристик либо приводящая к достижению (превышению) предельных ограничений и (или) расчетных условий;

4) катастрофические ситуации, при возникновении которых предотвращение гибели людей оказывается практически невозможным.

Предотвращение перехода сложной ситуации в аварийную или катастрофическую ситуацию обеспечивается своевременными и правильными действиями членов экипажа в соответствии с Руководством по летной эксплуатации ВС, в том числе немедленным изменением плана, профиля или режима полета.

По частоте возникновения события (отказы, отказные состояния, особые ситуации, внешние воздействия) делятся на повторяющиеся, умеренно вероятные, маловероятные, крайне маловероятные, практически невероятные.

При необходимости количественной оценки вероятностей возникновения событий должны использоваться следующие значения вероятностей, отнесенные либо к одному часу полета, либо к одному полету, в зависимости от характера рассматриваемого события:

повторяющиеся - более  $10^{-3}$ ;

умеренно-вероятные - в диапазоне  $10^{-3}$  -  $10^{-5}$ ;

маловероятные - в диапазоне  $10^{-5}$  -  $10^{-7}$ ;

крайне маловероятные - в диапазоне  $10^{-7}$  -  $10^{-9}$ ;

практически невероятные - менее  $10^{-9}$ .

Отказное состояние системы может явиться следствием, как отказов отдельных элементов, так и комбинации этих отказов, если результирующее влияние таких отказов на работоспособность системы в целом оказывается одинаковым в каждом случае.

8. Ожидаемые условия эксплуатации включают в себя:

1) параметры состояния и факторы воздействия на ВС внешней среды:

барометрическое давление, плотность, температура и влажность воздуха;

направление и скорость ветра, горизонтальные и вертикальные порывы ветра и его градиенты;

воздействие атмосферного электричества, обледенение, град, снег, дождь, птицы;

2) эксплуатационные факторы:

состав экипажа ВС;

класс и категория аэродрома, параметры и состояние взлетно-посадочной полосы;

вес и центровка для всех предусмотренных конфигураций ВС;  
возможные конфигурации - варианты геометрических форм ВС, соответствующие различным этапам и режимам полета (взлет, набор высоты, крейсерский полет, снижение, экстренное снижение, заход на посадку и посадка, уход на второй круг);  
режим работы двигателей и продолжительность работы на определенных режимах;  
особенность применения ВС (выполнение полета в визуальных условиях или по приборам, над водной поверхностью, над равнинной, горной или безориентирной местностью, в высоких широтах, на грунтовых аэродромах);  
характеристика воздушных трасс, линий и маршрутов;  
состав и характеристика наземных средств обеспечения полета;  
минимум погоды на взлете и посадке;  
применяемое топливо, масла, присадки и другие расходуемые технические жидкости и газы;  
периодичность и виды технического обслуживания, назначенный ресурс, срок службы ВС, его функциональных систем;

3) параметры (режимы) полета:  
высота полета;  
горизонтальные и вертикальные скорости;  
перегрузки;  
углы атаки, скольжения, крена и тангажа;  
сочетания этих параметров для предусмотренных конфигураций ВС.

В ожидаемые условия эксплуатации включаются и другие данные, определяемые особенностями применения конкретного типа ВС. Ожидаемые условия эксплуатации входят в качестве ограничений, условий и методов эксплуатации ВС в его эксплуатационную документацию. При рассмотрении совокупности параметров ожидаемых условий эксплуатации для анализа особых ситуаций должна учитываться вероятность их одновременного возникновения.

9. Эксплуатационные и предельные ограничения устанавливаются изготовителем с учетом вероятности внешних воздействий и функциональных отказов, характеристик ВС, точности пилотирования, а также погрешностей бортовых приборов и оборудования.

10. Эксплуатационные ограничения указываются в соответствующих разделах эксплуатационной документации (Руководство по летной эксплуатации, руководство по технической эксплуатации, Программа (регламент) технического обслуживания) в виде, обеспечивающем возможность контроля со стороны летного и наземного персонала.

Информация о предельных ограничениях приводится в Руководстве по летной эксплуатации.

11. При отсутствии или недостаточности естественных предупреждающих признаков ВС оборудуется искусственными средствами, обеспечивающими предупреждение экипажа в полете о приближении или достижении эксплуатационных ограничений. Если характеристики ВС, естественные признаки или искусственные средства не обеспечивают эффективного предупреждения, то ВС оборудуется специальными устройствами, предотвращающими непреднамеренный выход за предельные ограничения.

К средствам, предупреждающим экипаж о приближении или достижении эксплуатационных ограничений относятся:

- 1) разметка шкал индикаторов с выделением допустимых диапазонов;
- 2) тактильная, световая и звуковая сигнализации и другие.

К специальным устройствам, предотвращающим непреднамеренный выход за предельные ограничения, относятся:

механизмы изменения усилий и перемещений рычагов и органов управления;  
устройства автоматического отклонения органов управления по сигналам датчиков или вычислителей предельных режимов.

В непосредственной близости от приборов могут устанавливаться надписи (таблицы) с обозначением диапазона эксплуатационных ограничений, контролируемых этими приборами параметров.

12. Возвращение ВС в область эксплуатационных ограничений или рекомендуемых режимов после выхода за эксплуатационные ограничения (без превышения предельных ограничений) не должно требовать от экипажа исключительного профессионального мастерства, применения чрезмерных усилий и (или) необычных приемов пилотирования.

13. ВС проектируется и строится таким образом, чтобы в ожидаемых условиях эксплуатации при действиях экипажа в соответствии с Руководством по летной эксплуатации:

1) функциональный отказ, приводящий к возникновению катастрофической ситуации, оценивался как событие не более частое, чем практически невероятное, или чтобы суммарная вероятность возникновения катастрофической ситуации, вызванной функциональными отказами, для ВС в целом не превышала значения, соответствующего  $10^{-7}$  на один час полета;

2) суммарная вероятность возникновения аварийной ситуации, вызванной функциональными отказами, для ВС в целом не превышала  $10^{-6}$  на один час полета. При этом рекомендуется, чтобы любой функциональный отказ, приводящий к аварийной ситуации, оценивался как событие не более частое, чем крайне маловероятное;

3) суммарная вероятность возникновения сложной ситуации, вызванной функциональными отказами, для ВС в целом не превышала  $10^{-4}$  на один час полета. При этом рекомендуется, чтобы любой функциональный отказ, приводящий к сложной ситуации, оценивался как событие не более частое, чем маловероятное.

Все усложнения условий полета и функциональные отказы, приводящие к их возникновению, подлежат анализу с целью отработки соответствующих рекомендаций по действиям экипажа в полете.

Значения вероятностей возникновения особых ситуаций рассчитываются исходя из продолжительности типового полета.

Анализ особых ситуаций проводится с учетом взаимовлияния функциональных систем.

14. Функциональный отказ может быть отнесен к событию практически невероятному, если выполняется одно из следующих условий:

- 1) указанное состояние является сочетанием двух и более независимых последовательных отказов и возникает с вероятностью менее  $10^{-9}$  на один час полета;
- 2) указанное состояние является следствием конкретного механического отказа (разрушение, заклинивание) и изготовитель обоснует практическую невероятность возникновения такого состояния анализом конкретной схемы и реальной конструкции, материалами статистической оценки подобных конструкций за длительный период эксплуатации, а также результатами испытаний данной конструкции на прочность, выносливость и живучесть с учетом соответствующих требований, установленных настоящими Нормами, при эксплуатации сертифицируемого объекта в пределах назначенного ресурса и в соответствии с установленными сроками и порядком технического обслуживания.

Если в процессе сертификации показано, что функциональный отказ относится к категории событий практически невероятных, то такое событие может быть исключено из дальнейшего анализа особых ситуаций в соответствии с пунктом 13 настоящих Норм.

15. Для доказательства соответствия ВС требованиям пункта 13 настоящих Норм применительно к функциональным отказам, вызывающим аварийную ситуацию, выполняется одно из следующих условий:

- 1) имеющийся опыт позволяет считать это отказное состояние крайне маловероятным, или
- 2) отказное состояние возникает в результате сочетания двух и более независимых последовательных отказов, или
- 3) выполнено требование подпункта 2) пункта 14 настоящих Норм.

16. В случае, если функциональный отказ приводит к возникновению сложной или аварийной ситуации и не отнесен к категории практически невероятных, экипажу

должна быть обеспечена возможность своевременного обнаружения отказа для выполнения предписанных Руководством по летной эксплуатации действий. В качестве контролируемых параметров, необходимых для обеспечения возможности своевременного обнаружения экипажем отказа, рекомендуется выбирать такие, отклонение которых от нормированного значения не сопровождается возникновением отказа, а предупреждает о его приближении.

17. В случае, если функциональный отказ приводит к возникновению аварийной ситуации и не отнесен к категории практически невероятного, Руководство по летной эксплуатации должно содержать рекомендации, позволяющие экипажу принять все возможные меры для предотвращения перехода аварийной ситуации в катастрофическую.

Указанные рекомендации проверяются в летных испытаниях. В тех случаях, когда летная проверка связана с повреждением ВС, с особо высокой степенью риска или заведомо нецелесообразна, разработанные рекомендации должны подтверждаться результатами анализа опыта эксплуатации других ВС, близких по конструкции к сертифицируемому, а также результатами соответствующих лабораторных, стендовых испытаний, моделирования и расчетов.

18. В случае, если функциональный отказ приводит к возникновению сложной ситуации и не отнесен к категории практически невероятного, Руководство по летной эксплуатации должно содержать указания экипажу по завершению полета в этом случае.

Указания Руководства по летной эксплуатации по действиям в сложных ситуациях проверяются в летных испытаниях и не должны требовать от экипажа чрезмерных усилий и необычных приемов пилотирования.

19. В случае, если функциональный отказ приводит к возникновению усложнения условий полета, Руководство по летной эксплуатации должно содержать указания экипажу по продолжению полета, методам эксплуатации систем и парированию неисправностей в полете.

Если при этом функциональный отказ влияет на пилотирование, то рекомендации Руководства по летной эксплуатации проверяются летными испытаниями.

20. ВС должно иметь не менее двух двигателей (маршевых).

Любой отказ систем обеспечения работы силовой установки (топливной, масляной, электрической) не должен приводить к отказу более чем одного двигателя.

21. В случае последовательного отказа или самопроизвольного выключения всех двигателей на высоте крейсерского полета характеристики систем управления, а также характеристики ВС должны обеспечивать возможность выполнения снижения, выравнивания и приземления (приводнения). В этом случае не рассматриваются отказы двигателей типа их заклинивания.

22. Состав экипажа ВС (количество членов экипажа и их профессиональный состав) должен обеспечивать выполнение всех предписанных Руководством по летной эксплуатации операций в течение располагаемого на каждом этапе полета времени, при этом число лиц, допущенных к пилотированию, должно быть не менее двух. В кабине экипажа должно быть не менее двух рабочих мест, обеспечивающих возможность пилотирования с любого из них на всех этапах полета.

23. На ВС при отказе генераторов электроэнергии, установленных на маршевых двигателях, должно быть обеспечено функционирование приемников электроэнергии, необходимых для безопасного продолжения полета и посадки в соответствии с Руководством по летной эксплуатации на аэродром вылета, назначения или ближайший запасной аэродром, в том числе для:

- 1) пилотирования ВС и навигации;
- 2) работы систем жизнеобеспечения и пожаротушения;
- 3) работы средств, предупреждающих экипаж о приближении или достижении эксплуатационных ограничений;
- 4) ведения внешней и внутрикабинной связи;
- 5) аварийного освещения кабины экипажа и пассажирских салонов;
- 6) работы системы сбора полетной информации.

При определении соответствия ВС общим требованиям летной годности необходимо использовать:

- таблицу соответствия;
- эксплуатационную документацию;

описание основных принципов, заложенных в конструкции ВС, и его функциональных систем, а также способов осуществления этих принципов в реальной конструкции;

результаты анализа возможных причин и вероятностей возникновения сложной, аварийной и катастрофической ситуации, обусловленных летной годностью;

результаты расчетов, а также стендовых, лабораторных и летных испытаний ВС и его функциональных систем, подтверждающие соответствие ВС требованиям, изложенным в настоящих Нормах;

результаты анализа опыта эксплуатации ВС - прототипов и их модификаций, результаты анализа технологии технического обслуживания ВС.

24. Конструкция ВС и его систем должна обеспечивать возможность выполнения всех работ, предусмотренных эксплуатационной документацией.

25. Конструктивное выполнение изделий (штуцеров, трубопроводов, разъемов коммуникаций) в сочетании с маркировкой должно исключать возможность их неправильного монтажа, сборки и регулировки при техническом обслуживании.



26. Эксплуатационная документация по номенклатуре, оформлению и содержанию должна соответствовать сертифицируемому типу ВС и документам общего назначения, определяющим правила технической эксплуатации.

27. Указания и рекомендации, изложенные в эксплуатационной документации, должны быть сформулированы четко, и не допускать возможности неоднозначного их толкования.

### Глава 3. Требования к Руководству по летной эксплуатации ВС

**Сноска. Заголовок главы 3 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).**

28. Руководство по летной эксплуатации должно содержать ограничения, рекомендации, другие сведения по летной эксплуатации, технике пилотирования и включает в себя:

- 1) общие положения;
- 2) ограничения;
- 3) действия в особых случаях полета;
- 4) нормальные правила эксплуатации;
- 5) летно-технические характеристики;
- 6) указания по выполнению режима экстренного снижения;
- 7) сведения о летных характеристиках;
- 8) характеристику устойчивости и управляемости;
- 9) методы пилотирования в ожидаемых условиях эксплуатации;
- 10) безопасную скорость взлета;
- 11) рекомендуемые режимы полетов, работы двигателей, систем и агрегатов;
- 12) скорость подъема передней стойки шасси;
- 13) скорость начального набора высоты со всеми работающими двигателями;
- 14) действия пилотов во всех предусмотренных для эксплуатации случаях полета;
- 15) характеристики расхода топлива, необходимые для определения основного запаса топлива в пределах ожидаемых условий эксплуатации данного типа ВС;
- 16) характеристики набора высоты со всеми работающими двигателями по полному градиенту;
- 17) материалы (номограммы, таблицы и графики), позволяющие легко и быстро устанавливать максимальную допустимую взлетную (посадочную) массу и взлетные (посадочные) характеристики ВС;
- 18) характеристики полета по маршруту в зависимости от ожидаемых условий эксплуатации;
- 19) приложения.

29. Руководство по летной эксплуатации должно соответствовать настоящим Нормам, а также документам метеорологического и аэродромного обеспечения, действующим на воздушных линиях и аэродромах, на которых предусматривается эксплуатация ВС данного типа, согласно Правилам сертификации и выдачи сертификата летной годности гражданского воздушного судна Республики Казахстан в соответствии с подпунктом 41-22) статьи 14 Закона, техническому описанию, Руководству по технической эксплуатации ВС и Программе (регламенту) технического обслуживания и ремонта.

30. Указания и рекомендации Руководства по летной эксплуатации, касающиеся выполнения полетов и действий экипажа, в том числе и при возникновении особых ситуаций, должны быть подтверждены результатами соответствующих летных испытаний ВС с учетом пунктов 17-19 настоящих Норм.

На всех этапах полета ВС не должно обладать особенностями, способствующими произвольному выводу его за эксплуатационные ограничения, установленные в Руководстве по летной эксплуатации.

31. Предписанные Руководством по летной эксплуатации методы пилотирования не должны требовать чрезмерно высокой квалификации пилота, чрезмерного внимания и большого физического напряжения.

#### **Глава 4. Летные особенности Воздушного судна**

**Сноска. Заголовок главы 4 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).**

##### **Параграф 1. Летные характеристики, устойчивость и управляемость ВС**

32. Соответствие требованиям, изложенные в параграфах 1, 5, 7, 16 настоящей главы, устанавливается путем испытаний ВС и расчетов, основанных на результатах испытаний, обеспечивающих такую же точность, как и результаты, полученные при непосредственном проведении испытаний, или воспроизводящих эти результаты испытаний с запасом.

33. Отказы функциональных систем, влияющие на летные характеристики, а также на характеристики устойчивости и управляемости, не рассмотренные в параграфах 1, 5, 7, 16 настоящей главы, оцениваются в соответствии с требованиями главы 2 настоящих Норм.

34. Требования к летным характеристикам, характеристикам устойчивости и управляемости при отказавших двигателях рассматриваются в главе 5 настоящих Норм при отказавшем критическом двигателе.

35. В Руководстве по летной эксплуатации для определения взлетно-посадочных характеристик и соответствующих ограничений должны учитываться 50 % встречной, 150 % попутной и 100 % боковой составляющей скорости ветра.

36. При оценке летной годности в случае возникновения различных отказов и связанных с ними нарушений режимов полета рассматриваются условия пилотирования и поведение ВС с учетом запаздывания действий членов экипажа при вмешательстве в управление ВС для парирования этого отказа.

Запаздывание действий члена экипажа определяется интервалом времени между моментом обнаружения отказа (нарушения режима полета) и началом действия этого члена экипажа для парирования данного отказа (нарушения режима полета).

Момент обнаружения отказа определяется по распознаваемому экипажем изменению какого-либо параметра движения ВС или при помощи средств сигнализации отказов.

37. При определении в летных испытаниях взлетно-посадочных характеристик фактические траектории могут быть получены из непрерывно выполненных режимов, либо составленных из отдельных участков.

При составлении траекторий из отдельных участков необходимо, чтобы:

1) границы каждого участка были четко определены изменением конфигурации ВС, тяги (мощности) двигателей, скорости полета;

2) траектория была проверена в непрерывном режиме, и было видно, что траектория, построенная из отдельных участков, согласуется с траекторией непрерывно выполненных режимов.

38. При пересчете результатов летных испытаний заданные атмосферные условия должны быть приведены к стандартным по таблице Международной стандартной атмосферы.

Зависимость температуры воздуха от высоты в стандартных условиях и зависимость температуры от высоты для высокотемпературных и низкотемпературных условий, принятые в Международной организации гражданской авиации ИКАО (ООС-9051-АМ/896).

## **Параграф 2. Скорость взлета**

39. Под минимальной эволютивной скоростью разбега  $V_{min}$  ЭВ подразумевается скорость, на которой при внезапном отказе критического двигателя должна обеспечиваться возможность управления ВС с помощью аэродинамических органов управления для поддержания прямолинейного движения ВС.

Указанное прямолинейное движение ВС должно происходить в направлении, параллельном исходному направлению разбега, без уменьшения тяги (мощности) нормально работающих двигателей.

С момента отказа критического двигателя должна обеспечиваться возможность предотвращения бокового смещения ВС свыше 10 метров без необходимости применения особых методов пилотирования при усилиях на педалях, не превышающих установленных в пункте 118 настоящих Норм, а также не должно возникать недопустимых по оценке пилота изменений характеристик устойчивости и управляемости. Определенное таким образом значение  $V_{min}$  ЭВ должно соответствовать условиям взлета при боковом ветре 5 м/с под углом 90° к оси летной полосы с наиболее неблагоприятной стороны.

На ВС, у которых управление носовой тележкой связано с отклонением аэродинамических органов управления, необходимо определить  $V_{min}$  ЭВ либо при разъединенной связи, либо с поднятой носовой тележкой.

Определение  $V_{min}$  ЭВ должно производиться для максимального режима работы двигателей и других режимов, установленных для взлета, при наиболее неблагоприятных сочетаниях полетной массы и центровки ВС. При демонстрациях  $V_{min}$  ЭВ на ВС с ТВД - турбовинтовыми двигателями не допускается вмешательство экипажа в управление воздушным винтом.

40. Минимальная эволютивная скорость взлета  $V_{min}$  ЭВ есть скорость, на которой при внезапном отказе критического двигателя должна обеспечиваться возможность управления ВС с помощью аэродинамических органов управления для поддержания прямолинейного движения ВС. Указанный прямолинейный полет производится с неработающим критическим двигателем при крене не более 50° в сторону работающих двигателей без уменьшения тяги (мощности) нормально работающих двигателей.

С момента отказа критического двигателя до момента восстановления режима установившегося прямолинейного полета с такой же скоростью, как в исходном установившемся режиме полета, должна обеспечиваться возможность предотвращения изменения курса более чем на 200° и угла крена более чем на 150° по абсолютной величине.

Все это должно достигаться без необходимости применения особых методов пилотирования и без возникновения недопустимых по оценке пилота изменений характеристик устойчивости и управляемости.

После восстановления прямолинейного установившегося режима полета усилия на рычагах управления (без перебалансировки ВС по усилиям) не должны превышать указанные в пункте 84 настоящих Норм значения, угол крена не должен превышать по абсолютной величине 50°.

Определение значений  $V_{min}$  ЭВ должно производиться для максимального режима работы двигателей, а также других режимов и для всех вариантов конфигураций ВС, установленных для взлета, при балансировке ВС, соответствующей полету с симметричной тягой при наиболее неблагоприятных сочетаниях полетной массы, эксплуатационной центровки и без учета влияния земли.

При демонстрациях  $V_{min ЭВ}$  на ВС с турбовинтовыми двигателями не допускается вмешательство экипажа в управление воздушным винтом.

41. Минимальная скорость отрыва  $V_{min отр}$  устанавливается для всех принятых для взлета конфигураций ВС в диапазоне центровок, установленных Руководством по летной эксплуатации.

Угол атаки в процессе демонстрации  $V_{min отр}$  не должен превышать  $\alpha_{доп}$ , а взлетная дистанция - потребной дистанции взлета, определенной в соответствии с пунктом 51 настоящих Норм.

В процессе демонстрации, при взлете в диапазоне центровок, установленных Руководством по летной эксплуатации, со всеми работающими двигателями на скорости  $V_{min отр}$  возможно производить отрыв ВС и продолжать взлет без применения особых методов пилотирования, без превышения усилий, указанных в пункте 84 настоящих Норм, и без возникновения нежелательных изменений характеристик устойчивости и управляемости.

42. Скорость подъема передней стойки шасси  $V_{п ст}$  должна быть не менее, чем:

- 1)  $1,05 V_{min ЭР}$ ;
- 2)  $1,05 V_{min ЭВ}$ ;
- 3)  $1,05 V_{Cl}$ ;

4)  $1,05 V_{min отр}$  при взлетной конфигурации либо скорости, для которой продемонстрировано, что при подъеме передней стойки с наибольшей практически достижимой угловой скоростью тангажа отрыв ВС происходит на скорости не менее  $1,10 V_{min отр}$  при всех работающих двигателях и  $1,05 V_{min отр}$  при одном неработающем двигателе. Применительно к самолетам, для которых показано, что угол атаки, ограниченный геометрией самолета, меньше  $\alpha_{доп}$  или достижение  $V_{min отр}$  обусловлено предельным отклонением органов продольного управления, указанные выше числовые значения коэффициентов при  $V_{min отр}$  могут быть уменьшены до 1,05 и 1,0 соответственно.

Необходимо устанавливать одно значение  $V_{п ст}$  как для нормального, так и для продолженного взлета при фиксированных значениях взлетной массы и атмосферных условий.

43. Скорость принятия решения  $V_I$  устанавливается в Руководстве по летной эксплуатации и должна удовлетворять следующим условиям:

- 1)  $V_I > V_{min ЭР}$ ;
- 2)  $V_I < V_{п ст}$ .

44. Безопасная скорость взлета  $V_2$  должна быть не менее чем:

1)  $1,20 V_{Cl}$  при взлетной конфигурации; допускается снижение коэффициента при  $V_{Cl}$  до 1,15 для ВС, у которых использование взлетного режима работы двигателей приводит к уменьшению скорости сваливания с отказавшим двигателем более чем на 5 %;

2) 1,10  $V_{min}$  ЭВ при взлетной конфигурации.

Должно быть продемонстрировано, что при подъеме передней стойки шасси на скорости  $V_n$  ст при продолженном взлете безопасная скорость взлета  $V_2$  достигается на высоте не большей 10,7 метров над уровнем взлетно-посадочной полосы в точке отрыва;

3) 1,08  $V_{адоп}$  при взлетной конфигурации.

45. Скорость начального набора высоты со всеми работающими двигателями  $V_{2n}$  должна быть не менее:

1)  $V_2$ ;

2) 1,3  $V_{cl}$  при взлетной конфигурации;

3) 1,2  $V_{min}$  ЭВ при взлетной конфигурации.

Скорость начального набора высоты должна достигаться до высоты 120 метров.

46. Скорость ВС в момент начала уборки механизации  $V_3$  должна быть не менее чем:

1)  $V_{2n}$  - для нормального взлета или  $V_2$  - для продолженного;

2) 1.20  $U_c$  - при измененном положении механизации.

Допускается уменьшение коэффициента при  $V_{cl}$  до 1,15 для ВС, у которых использование взлетного режима работы двигателей приводит к уменьшению скорости сваливания более чем на 5 %;

3) 1,10  $V_{min}$  ЭВ - при той из рассматриваемых конфигураций, для которой  $V_{min}$  ЭВ больше.

47. Скорость ВС  $V_4$  - при полетной конфигурации должна быть не менее чем:

1) 1,3  $V_{cl}$  - при полетной конфигурации ВС;

2) 1,2  $V_{min}$  ЭВ - при полетной конфигурации ВС.

### Параграф 3. Длины разбега и дистанции взлета

48. Длины разбега и дистанции взлета должны подтверждаться в следующих условиях:

1) при всех работающих двигателях:

режимы работы двигателей должны соответствовать установленным в Руководстве по летной эксплуатации для взлета, при работающих агрегатах силовой установки и систем ВС, приводимых в действие при взлете;

подъем передней стойки должен производиться на скорости  $V_n$  ст;

безопасная скорость взлета  $V_2$  должна достигаться до высоты 10,7 метров над уровнем взлетно-посадочной полосы в точке отрыва ВС;

начало уборки шасси должно производиться на высотах не менее 3-5 метров над уровнем взлетно-посадочной полосы в точке отрыва ВС;

конфигурация ВС (кроме уборки шасси) должна оставаться неизменной;

2) при отказе одного двигателя дополнительно должно выполняться следующее:

двигатель должен выключаться на скорости отказа двигателя  $V_{отк}$ .  $V_{отк}$  при демонстрации выбирается таким образом, чтобы скорость  $V_1$  достигалась не менее, чем через 3 секунды после имитации отказа двигателя или через меньшее время, если применены специальные средства сигнализации об отказе двигателя, получившие положительную оценку пилота;

на ВС с турбовинтовыми двигателями не допускается вмешательство экипажа в управление воздушным винтом;

средства увеличения тяги (мощности) двигателей при отсутствии автоматических устройств для их включения должны применяться экипажем не ранее, чем по достижении скорости  $V_1$ ;

для операций, выполняемых членами экипажа по команде пилота, вводится интервал времени в 1 секунду с момента дачи команды до момента начала ее выполнения;

для операций, выполняемых одним и тем же членом экипажа и не связанных с перемещениями рычагов управления, вводится интервал времени в 1 секунду с момента завершения предыдущей операции до начала следующей.

49. Дистанция прерванного взлета представляет сумму следующих трех величин:

1) длины участка разгона со всеми работающими двигателями с момента старта до момента отказа двигателя на скорости  $V_{отк}$ ;

2) длины участка разгона с неработающим одним (критическим) двигателем и при нормальной работе остальных двигателей до достижения скорости  $V_{отк}$ ;

3) длины участка торможения с неработающим двигателем от скорости  $V_1$  до полной остановки ВС. Дистанция прерванного взлета для установленных в ожидаемых условиях эксплуатации состояний поверхности взлетно-посадочной полосы определяется при следующих дополнительных к пункту 48 настоящих Норм условиях:

средства гашения скорости (снижение тяги или мощности нормально работающих двигателей, торможение колес шасси, включение реверса тяги, выпуск аэродинамических средств торможения), приводимые в действие не автоматически, должны применяться не ранее, чем по достижении скорости  $V_1$  и только в диапазоне скоростей, при которых обеспечивается их безопасное применение;

эффект от действия дополнительных средств торможения (кроме торможения колес шасси) учитывается только в том случае, если будет показана возможность получения в рассматриваемых эксплуатационных условиях устойчивых результатов при использовании этих средств торможения.

50. Потребная длина разбега должна быть не менее чем:

1) 1,15 суммы длины разбега и 1/2 расстояния по горизонтали от точки отрыва ВС до точки траектории, находящейся на высоте 10,7 метров (над уровнем взлетно-посадочной полосы в точке отрыва ВС), при взлете со всеми работающими двигателями;

2) сумма длины разбега и 1/2 расстояния по горизонтали от точки отрыва до точки траектории, находящейся на высоте 10,7 метров (над уровнем взлетно-посадочной полосы в точке отрыва ВС), при взлете с отказом одного двигателя (продолженном взлете).

51. Потребная дистанция взлета должна быть не менее чем:

1) 1,15 дистанции нормального взлета;

2) дистанции продолженного взлета с отказом одного двигателя.

52. Потребная дистанция прерванного взлета должна быть не менее дистанции прерванного взлета, определенной в соответствии с пунктом 49 настоящих Норм.

#### **Параграф 4. Траектории и градиенты набора высоты**

53. Полный градиент набора высоты в прямолинейном полете ВС при одном неработающем двигателе, приведенный к высоте 10,7 метров, должен быть:

1) положительным для ВС с двумя двигателями;

2) не менее 0,3 % - для ВС с тремя двигателями;

3) не менее 0,5 % - для ВС с четырьмя и большим числом двигателей, в следующих условиях:

конфигурация ВС взлетная, шасси выпущено;

скорость равна  $V_2$ ;

двигатели работают на режиме, установленном для взлета.

54. Полный градиент набора высоты в прямолинейном полете при одном неработающем двигателе, приведенный к высоте 120 метров, должен быть не менее:

1) 2,4 % - для ВС с двумя двигателями;

2) 2,7 % - для ВС с тремя двигателями;

3) 3,0 % - для ВС с четырьмя и большим числом двигателей, в следующих условиях

:

конфигурация ВС взлетная, шасси убрано;

скорость равна  $V_2$ ;

двигатели работают на режиме, установленном для взлета.

55. Полный градиент набора высоты в прямолинейном полете ВС при одном неработающем двигателе, приведенный к высоте 400 метров, должен быть не менее<sup>^</sup>

1) 1,2 % - для ВС с двумя двигателями;

2) 1,5 % - для ВС с тремя двигателями;

3) 1,7 % - для ВС с четырьмя и большим числом двигателей, в следующих условиях

:



конфигурация ВС полетная;

скорость равна  $V_4$ ;

двигатели работают на режиме, установленном для набора высоты по маршруту.

56. Полный градиент набора высоты в прямолинейном полете со всеми работающими двигателями, приведенный к высоте 120 метров, должен быть не менее 5 % в следующих условиях:

конфигурация ВС взлетная, шасси убрано;

скорость равна  $V_{2n}$ ;

двигатели работают на режиме, установленном для взлета.

57. Полный градиент набора высоты в прямолинейном полете со всеми работающими двигателями, приведенный к высоте 400 метров, должен быть не менее 3 % в следующих условиях:

конфигурация ВС полетная;

скорость не менее  $V_4$ ;

двигатели работают на режиме, установленном для набора высоты по маршруту.

58. Чистая траектория набора высоты 10,7 метров при одном неработающем двигателе определяется введением поправок к полной траектории, эквивалентных уменьшению градиента не менее чем на:

1) до высоты окончания уборки шасси;

0,5 % - для ВС с двумя двигателями;

0,9 % - для ВС с тремя двигателями;

1,0 % - для ВС с четырьмя и большим числом двигателей;

2) с высоты окончания уборки шасси:

0,8 % - для ВС с двумя двигателями;

0,9 % - для ВС с тремя двигателями;

1,0 % - для ВС с четырьмя и большим числом двигателей.

Наклон чистой траектории взлета в каждой ее точке не должен быть отрицательным. В Руководстве по летной эксплуатации должно быть учтено, что чистая траектория взлета должна проходить не менее чем на 10,7 метра выше препятствий. Уборка механизации должна производиться на высоте не менее 120 метров. До высоты 120 метров не допускается вмешательство в ручное управление воздушным винтом.

#### **Параграф 5. Характеристика полета по маршруту**

59. Скорость полета по маршруту должна быть не менее  $1,30 V_{cl}$  и не более  $V_{max}$  э, при этом в полете с одним или с двумя отказавшими критическими двигателями (для ВС, имеющих более двух двигателей) эта скорость должна быть не менее скорости, обеспечивающей выполнение требований к траектории при полете по маршруту. При этом должны учитываться требования пунктов 60 и 63 настоящих Норм.

60. На рекомендованной Руководством по летной эксплуатации высоте горизонтального полета с одним отказавшим критическим двигателем чистый градиент набора высоты при максимальном разрешенном для набора высоты режиме работы двигателей должен быть положительным. При этом чистый градиент определяется путем уменьшения полного градиента на:

- 1,1 % для ВС с двумя двигателями;
- 1,3 % для ВС с тремя двигателями;
- 1,4 % для ВС с числом двигателей более трех.

В Руководстве по летной эксплуатации должно содержаться указание, что установленная высота полета с одним отказавшим двигателем должна, по крайней мере, на 400 метров превышать максимальную высоту уровня местности в каждой точке выбранного для эксплуатации маршрута.

61. Для максимального допустимого посадочного веса должна быть обеспечена возможность выполнения установившегося горизонтального полета при двух отказавших двигателях (для ВС, имеющих более двух двигателей) на высоте, превышающей на 400 метров максимальную высоту аэродрома во всем диапазоне ожидаемых условий эксплуатации. Характеристики ВС с двумя отказавшими двигателями определяются по полному градиенту.

62. На всех высотах крейсерского полета, установленных Руководством по летной эксплуатации, при использовании максимального разрешенного режима работы всех двигателей для набора высоты на рекомендованной скорости, полный градиент набора высоты должен быть не менее 1 %.

63. Для ВС, максимальная крейсерская высота которых выше 4000 метров, должна обеспечиваться возможность экстренного снижения ВС с максимальной крейсерской высоты до высоты 4000 м за время не более 3,5 минут, без превышения установленных Руководством по летной эксплуатации эксплуатационных ограничений. Время экстренного снижения определяется как интервал между моментом начала действий экипажа для подготовки к экстренному снижению и моментом достижения ВС высоты 4000 метров.

#### **Параграф 6. Запас топлива на полет**

64. Компенсационный запас топлива должен устанавливаться с учетом всех составляющих. При отсутствии достоверных данных по обоснованию количественных характеристик, составляющих компенсационный запас топлива, масса устанавливаемого компенсационного запаса топлива должна быть не менее 3 % от массы основного запаса топлива.

65. Резервный запас топлива должен устанавливаться как сумма составляющих. В качестве расчетной точки, с которой выполняется полет на запасной аэродром, устанавливается высота принятия решения при заходе на посадку на аэродром

назначения. Расчетные зависимости резервного запаса топлива от удаленности аэродромов, продолжительности ожидания на высоте 400 метров и от посадочной массы ВС должны быть приведены в Руководстве по летной эксплуатации.

66. Потребный запас топлива должен обеспечивать возможность продолжения полета и посадки либо на аэродроме вылета, либо на аэродроме назначения, либо на ближайшем запасном аэродроме в случае возникновения в любой точке маршрута отказов функциональных систем ВС, непосредственно приводящих к ухудшению характеристик расхода топлива или вынужденному изменению плана полета. Анализ возможности продолжения и завершения полета при отказных состояниях должен производиться в соответствии с требованиями пунктов 13-17 настоящих Норм. Для ВС, имеющих более двух двигателей, требования пункта 66 настоящих Норм должны выполняться в случае последовательного отказа двух двигателей независимо от расчетной вероятности его возникновения.

67. Минимальный аэронавигационный запас топлива устанавливается в Руководстве по летной эксплуатации в соответствии с действующими инструкциями по производству полетов.

#### **Параграф 7. Скорость посадки и ухода на второй круг**

68. Минимальная эволютивная скорость при заходе на посадку со всеми работающими двигателями  $V_{min\ эп}$  есть скорость, на которой при внезапном отказе критического двигателя должна обеспечиваться возможность управления ВС с помощью только аэродинамических органов управления для поддержания прямолинейного движения ВС, и при этом возможно: продолжить заход на посадку при увеличении тяги (мощности) работающих двигателей для сохранения режима снижения с градиентом снижения не более 5 % без крена прервать заход на посадку (уйти на второй круг) при увеличении тяги (мощности) работающих двигателей до максимального ее значения, установленного для ухода на второй круг с углом крена не более  $5^0$  в сторону работающих двигателей.

Усилия на рычагах управления (без перебалансировки ВС по усилиям) не должны превышать, указанные в пункте 84 настоящих Норм, значения.

Определение  $V_{min\ эп}$  должно производиться при всех возможных при заходе на посадку и посадке вариантах конфигурации ВС со всеми работающими двигателями с наиболее неблагоприятным сочетанием полетной массы и эксплуатационной центровки. При демонстрации на ВС с турбовинтовыми двигателями не допускается вмешательство экипажа в управление воздушным винтом.

69. Минимальные эволютивные скорости при заходе на посадку, начатом с одним неработающим двигателем  $V_{min\ эп-1}$  или с двумя неработающими двигателями  $V_{min\ эп-2}$  в соответствующих конфигурациях, есть скорости, на которых должна

обеспечиваться возможность управления ВС с помощью только аэродинамических органов управления для поддержания прямолинейного движения ВС, и при этом возможно:

выполнять заход на посадку с градиентом снижения не более 5 % без крена (в том числе с увеличением тяги (мощности) работающих двигателей);

прервать заход на посадку (уйти на второй круг) при увеличении тяги (мощности) работающих двигателей до максимального ее значения, установленного для ухода на второй круг с одним и с двумя (для ВС, имеющих четыре и более двигателя) неработающими двигателями с углом крена не более  $5^0$  в сторону работающих двигателей. Усилия на рычагах управления (без перебалансировки ВС по усилиям) не должны превышать указанные в пункте 84 настоящих Норм значения. Определение  $V_{min\ эн-1}$  и  $V_{min\ эн-2}$  должно производиться при всех установленных для захода на посадку и для посадки вариантах конфигурации ВС с одним и двумя неработающими двигателями и наиболее неблагоприятным сочетанием полетной массы и эксплуатационной центровки.

70. Минимальная демонстрационная скорость захода на посадку  $V_{зд\ min}$  устанавливается изготовителем для каждого варианта конфигурации ВС, предписанного Руководством по летной эксплуатации для посадки. В качестве  $V_{зд\ min}$  должна выбираться наименьшая скорость, при которой, по результатам летных испытаний, еще не возникают какие-либо нежелательные явления и возможно безопасное завершение посадки и уход на второй круг при полете в спокойном воздухе без возникновения сложных ситуаций.

При этом не должны требоваться исключительное мастерство и чрезмерное внимание пилота (экипажа). В процессе демонстрации захода на посадку, посадки и ухода на второй круг угол атаки не должен превышать  $адоп$ , а усилия на рычагах управления - значений, установленных пунктом 84 настоящих Норм. Режим работы двигателей должен соответствовать снижению с максимальным градиентом снижения  $Псн$ , установленным Руководством по летной эксплуатации для данного типа ВС, но во всех случаях не менее 5 %. Начиная с высоты 60 метров не должно производиться увеличение режима работы двигателей, кроме тех небольших изменений, которые необходимы для обеспечения точного выдерживания скорости и траектории снижения. Посадка должна производиться без чрезмерных вертикальных ускорений, не должна быть грубой, без появления тенденции к повторному взмыванию, капотированию, рысканию и другим нежелательным последствиям.

71. Скорость захода на посадку при всех работающих двигателях  $V_{ЗП}$  для всех конфигураций ВС, установленных для захода на посадку, должна быть не менее чем:

- 1)  $1,3 V_{cl}$ ;
- 2)  $1,05 V_{min\ эн}$  ;

3)  $V_{знд\_min} + 15$  км/ч для ВС с  $V_{знд\_min} > 200$  км/ч и  $V_{зп} + 10$  км/ч для ВС с  $V_{зп} < 200$  км/ч;

4)  $1,17 V_{адоп}$ .

Допускается устанавливать значение  $V_{зб} = 1,25 V_{cl}$  для случаев захода на посадку и посадки при возникновении отказных состояний, кроме отказа двигателя относящихся к событиям не более частым, чем маловероятные.

72. Скорость захода на посадку с одним неработающим двигателем  $V_{зп-1}$  во всех вариантах конфигурации ВС, установленных для захода на посадку и посадки с одним неработающим двигателем, должна быть не менее чем:

1)  $1,3 V_{cl}$ ;

2)  $1,05 V_{min\ эп-1}$ ;

3)  $1,17 V_{адоп}$ .

Допускается устанавливать значение  $V_{зп} = 1,25 V_{cl}$  для случаев захода на посадку и посадки при возникновении отказных состояний, связанных с отказом двигателя, в сочетании с отказами других систем и относящихся к событиям не более частым, чем маловероятные.

73. Скорость захода на посадку с двумя неработающими двигателями  $V_{зп-2}$  во всех вариантах конфигурации ВС, установленных для захода на посадку и посадки с двумя неработающими двигателями, должна быть не менее чем:

1)  $1,25 V_{cl}$ ;

2)  $1,05 V_{min\ ЭП-2}$ .

74. Максимальная скорость захода на посадку  $V_{зп\ max}$  устанавливается изготовителем для каждого варианта конфигурации ВС, предписанного Руководством по летной эксплуатации для посадки. Должно быть показано, что при заходе на посадку на этой скорости и выполнении посадки в соответствии с установленной для нормальной посадки методикой пилотирования, не возникает особых ситуаций, связанных с угрозой первого касания передней стойкой, стремлением к "козлению", капотированию и других нежелательных явлений. Во всех случаях  $V_{зп\ max}$  должна быть не менее  $V_{зп} + 25$  км/ч и не должна превышать ограничений, установленных для рассматриваемых конфигураций, в том числе по эксплуатации колес шасси.

75. Скорость ВС в момент начала уборки механизации при уходе на второй круг должна быть не менее  $1,2 V_{cl}$  или  $1,15 V_{cl}$  для ВС, у которых использование взлетного режима работы двигателей приводит к уменьшению скорости сваливания с отказавшим двигателем более чем на 5 %, где  $V_{cl}$  относится к измененной конфигурации.

76. Скорость ВС в процессе ухода на второй круг должна быть не менее:

1)  $1,2 V_{cl}$  где  $V_{cl}$  соответствует текущей конфигурации в любой точке ухода на второй круг. Допускается снижение коэффициента при  $V_{cl}$  до  $1,15$  для ВС, у которых использование взлетного режима работы двигателей приводит к уменьшению скорости сваливания с отказавшим двигателем более чем на 5 %;

2)  $V_{clminЭП} + 10$  км/ч при заходе на посадку со всеми работающими двигателями или  $V_{maxЭП-1} + 10$  км/ч при заходе на посадку с одним неработающим двигателем.

## **Параграф 8. Посадочная дистанция**

77. Посадочная дистанция должна определяться для посадки со всеми нормально работающими двигателями, а также при одном отказавшем двигателе, если его отказ приводит к снижению эффективности средств торможения и (или) необходимости изменения (ограничения) посадочной конфигурации в следующих условиях:

установившееся снижение на участке захода на посадку до высоты 15 метров должно производиться с градиентом снижения  $P_{сн}$ , не превышающим 5 %, и со скоростью, установленной в соответствии с пунктом 77 настоящих Норм;

начиная с момента пролета высоты 15 метров (над уровнем взлетно-посадочной полосы в точке ожидаемого касания ВС) и до момента спустя не менее 2 секунды после касания должна сохраняться неизменной посадочная конфигурация ВС (за исключением случаев автоматического изменения конфигурации);

для операций, выполняемых членами экипажа по команде пилота, вводится интервал времени в 1 секунду с момента подачи команды до момента начала ее выполнения;

для операций, выполняемых одним и тем же членом экипажа и не связанных с перемещением штурвала и (или) педалей, вводится интервал времени в 1 секунду с момента завершения предыдущей операции до начала последующей;

посадка должна производиться без чрезмерных вертикальных ускорений и должна быть мягкой, с вертикальной скоростью снижения ВС непосредственно перед касанием взлетно-посадочной полосы не более 1,5 м/с, без появления тенденции к повторному взмыванию, капотированию, рысканию и другим нежелательным явлениям;

торможение колес шасси должно производиться только после касания ВС взлетно-посадочной полосы, при этом не должны использоваться средства аварийного торможения ВС;

дополнительные средства торможения ВС, например, реверсирование тяги двигателя, могут применяться только, если доказано, что они действуют безопасно, надежно и применение их в массовой эксплуатации позволит получать устойчивые результаты без заметного ухудшения характеристик управляемости ВС и необходимости применения особого мастерства или напряжения экипажа.

Если эти дополнительные средства торможения приводятся в действие не автоматически и летными испытаниями не доказано, что их применение до касания не может приводить к нежелательным последствиям, то начало их применения допускается не ранее, чем через 3 секунды после касания ВС взлетно-посадочной полосы.

Для ВС со скоростями захода на посадку менее 200 км/ч допускается определять посадочную дистанцию с высоты:

- 1) 9 метров при градиенте снижения 5 %;
- 2) 15 метров при градиенте снижения более 5 %, но не более 10 %.

78. Потребная посадочная дистанция для сухой взлетно-посадочной полосы должна быть не менее:

- 1) посадочной дистанции при выполнении посадки со всеми нормально работающими двигателями, умноженной на коэффициент:
  - 1,67 - для основных аэродромов;
  - 1,43 - для запасных аэродромов;
- 2) посадочной дистанции при выполнении посадки с одним отказавшим двигателем.

79. Потребная посадочная дистанция для покрытой атмосферными осадками взлетно-посадочной полосы должна быть не менее:

- 1) посадочной дистанции при посадке со всеми работающими двигателями и рассматриваемом состоянии поверхности взлетно-посадочной полосы, умноженной на коэффициент 1,43;
- 2) потребной посадочной дистанции, определенной по пункту 78 настоящих Норм (для основных аэродромов).

80. Потребная посадочная дистанция для влажной взлетно-посадочной полосы в том случае, когда в летных испытаниях определение посадочной дистанции на влажной взлетно-посадочной полосе не производилось, должна представлять собой потребную посадочную дистанцию для сухой взлетно-посадочной полосы, умноженной на коэффициент 1,15.

## **Параграф 9. Градиенты и высота ухода на второй круг**

81. Минимальная высота ухода на второй круг устанавливается изготовителем как для захода на посадку со всеми работающими двигателями, так и с одним неработающим, и демонстрируется при уходе на второй круг при наиболее неблагоприятных сочетаниях эксплуатационных скоростей захода на посадку, центровок и вертикальных скоростей снижения в пределах ограничений, установленных в Руководстве по летной эксплуатации, при этом:

- 1) угол атаки не должен превышать адоп;
- 2) уборка шасси допускается только после перехода к режиму набора высоты;
- 3) уборка аэродинамических средств торможения и изменение положения механизации допускается с момента принятия решения об уходе на второй круг;
- 4) для операций, выполняемых членами экипажа по команде пилота, вводится интервал времени в 1 секунду с момента подачи команды до момента начала ее выполнения;

5) для операций, не связанных с перемещением рычагов управления, выполняемых одним и тем же членом экипажа, вводится интервал времени в 1 секунду с момента завершения предыдущей операции до начала следующей;

б) в процессе демонстрации касание взлетно-посадочной полосы не допускается.

82. При уходе на второй круг должна обеспечиваться возможность создания полного градиента установившегося набора высоты не менее 3,2 % при скорости не более 1,3  $V_{cl}$  и не менее скоростей, указанных в пункте 68 настоящих Норм, в следующих условиях:

масса соответствует максимальной допустимой посадочной массе;

шасси выпущено;

двигатели работают на максимальном режиме, который достигается через 8 секунд с момента начала ухода на второй круг;

конфигурация ВС соответствует установленной для ухода на второй круг.

83. При уходе на второй круг с неработающим двигателем должна обеспечиваться возможность создания полного градиента установившегося набора высоты:

1) 2,1 % - для ВС с двумя двигателями;

2) 2,4 % - для ВС с тремя двигателями;

3) 2,7 % - для ВС с четырьмя и большим количеством двигателей, при скорости не более 1,5  $V_{cl}$  и не менее указанных в пункте 68 настоящих Норм, в следующих условиях:

масса соответствует максимальной допустимой посадочной массе;

шасси выпущено;

двигатели работают на максимальном режиме, который достигается через 8 секунд с момента начала ухода на второй круг;

конфигурация ВС соответствует установленной для ухода на второй круг.

## **Параграф 10. Усилия при управлении**

84. Максимальные усилия на рычагах управления, потребные для пилотирования ВС в соответствии с Руководством по летной эксплуатации, в том числе и в полете с одним неработающим двигателем, а также при возникновении отказов более частых, чем маловероятные, не должны превышать по абсолютной величине:

35 кгс - в продольном управлении;

20 кгс - в поперечном управлении;

70 кгс - в путевом управлении.

На продолжительных режимах должна обеспечиваться балансировка ВС по усилиям.

85. Максимальные кратковременные (не более 30 секунд) усилия на рычагах управления, потребные для пилотирования ВС при возникновении маловероятных и крайне маловероятных отказных состояний, соответственно не должны превышать:



50 и 60 кгс - в продольном управлении;

30 и 35 кгс - в поперечном управлении;

90 и 105 кгс - в путевом управлении.

При этом на продолжительных режимах полета усилия на рычагах управления при действиях экипажа в соответствии с Руководством по летной эксплуатации не должны превышать 10,5 и 20 кгс соответственно.

86. Величины сил трения на рычагах управления, определяемые как полуразность усилий на рычагах при прямом и обратном ходе, не должны превышать:

4 кгс - в продольном управлении;

3 кгс - в поперечном управлении;

7 кгс - в путевом управлении.

Усилия страгивания рычагов управления (сумма усилий от трения и предварительного усилия загрузочных устройств) не должны превышать более, чем в два раза, указанные выше значения.

В крайних положениях (более 80 % хода) рычагов поперечного и путевого управлений допускается увеличение сил трения, но не более чем в 1,5 раза.

87. На рекомендуемых Руководством по летной эксплуатации режимах полета при постоянных значениях скорости и высоты полета градиенты усилий по ходу рычагов управления не должны изменяться более чем в три раза, за исключением случаев, когда предусматривается резкое изменение усилий (вблизи сбалансированных по усилиям положений рычагов управления от предварительного усилия загрузочных устройств или при подходе к эксплуатационным ограничениям).

## **Параграф 11. Продольная устойчивость и управляемость**

88. ВС должно иметь приемлемые характеристики продольного короткопериодического движения на всех предусмотренных Руководством по летной эксплуатации режимах полета. Рекомендуется, чтобы относительный заброс нормальной перегрузки  $n_{y-заб}$  был не более 0,3, а время срабатывания  $t_{ср}$  было не более 4 секунд.

89. Характеристики продольного длиннопериодического движения должны быть такими, чтобы они, по оценке пилота, не затрудняли пилотирование ВС.

90. На режимах полета и при конфигурациях ВС, рекомендованных Руководством по летной эксплуатации, в диапазоне перегрузок от  $n_y = 0,7$  до  $n_{y_{max}}$ , установленной Руководством по летной эксплуатации, при  $s_y < 0,9s_{y_{доп}}$  и балансировке по усилиям в установившемся  $dP_B$  и  $dx_B$  прямолинейном полете, производные  $dn_y/dn_y$  должны быть отрицательными и по абсолютной величине  $dP_B$  должна  $dn_y$  составлять не менее 10 кгс, а  $dx_B$  рекомендуется не менее 5  $dn_y$  сантиметров.

На скоростях  $V_{\max \text{ Э}} - V_{\max \text{ max}} (M_{\max \text{ Э}} - M_{\max- \text{max}})$  параметры  $dP_v$  и  $dx_v$  должны сохранять отрицательный знак и иметь приемлемую, по  $dn_y n_y$  оценке пилота, величину. Усилия на штурвале, необходимые для создания максимальной эксплуатационной перегрузки  $n_{y_{\max}}^{\text{Э}}$  (а) без превышения  $a_{\text{дон}}$  в конфигурации, рекомендованной Руководством по летной эксплуатации для полета по маршруту, при балансировке ВС по усилиям в исходном режиме прямолинейного полета, должны по абсолютной величине составлять не менее 25 кгс.

91. На режимах полета и при конфигурациях ВС, рекомендованных Руководством по летной эксплуатации, при балансировке ВС по усилиям в исходном режиме прямолинейного полета, производные  $dP_v$  и  $dx_v$  должны быть отрицательными до перегрузки  $d_{ny} d_{ny} n_y = 0,5$ .

При дальнейшем уменьшении перегрузки до  $n_y = 0$  или до достижения  $n_{y_{\min}}^{\text{Э}}$ , установленной Руководством по летной эксплуатации, если  $n_{y_{\min}}^{\text{Э}} < 0$ , либо до перегрузки, соответствующей полному отклонению штурвала "от себя", допускается изменение знака производных  $dP_v$  и  $dx_v$ . В этих случаях уменьшение усилий на штурвале  $dny/dny$  не должно превышать 30 % от их максимальной величины. На минимальной достигнутой перегрузке усилия в продольном управлении должны превышать усилия трения в системе продольного управления не менее чем в три раза.

92. Наклон балансировочных кривых  $P_v = f(V, M)$  для всех, предусмотренных Руководством по летной эксплуатации конфигураций ВС, должен быть положительным.

Отрицательный наклон балансировочных кривых  $P_v = f(V, M)$  допускается только в диапазоне скоростей  $V_{\max \text{ Э}} - V_{\max \text{ max}} (M_{\max \text{ Э}} - M_{\max- \text{max}})$ , если при этом, по оценке пилота, исключается возможность непреднамеренного превышения ограничений по скорости и нормальной перегрузке.

Отрицательный наклон балансировочных кривых  $x_v = f(V, M)$  допускается, если эти характеристики ВС приемлемы по оценке пилота.

93. При выпуске или уборке взлетно-посадочной механизации, выпуске или уборке аэродинамических средств торможения, изменении режима работы двигателей от малого газа до взлетного или наоборот, управляемость ВС должна получить положительную оценку пилота. При этом, рекомендуется, чтобы при пилотировании ВС в соответствии с указаниями Руководства по летной эксплуатации изменение продольных усилий на штурвале не превышало 10 кгс.

94. Перекрестные связи не должны вносить (по оценке пилота) особенностей, затрудняющих пилотирование. Рекомендуется, чтобы изменение усилия на штурвале в продольном управлении при достижении максимального угла скольжения на режиме

полета с постоянной скоростью при  $l_y = 1$  не превышало по абсолютной величине 15 кгс.

95. Эффективность продольного управления должна быть достаточной для того, чтобы в области рекомендуемых режимов полета реализовать:

вывод ВС на *адоп* либо  $l_y = 1,5$  в зависимости от того, что достигается раньше; достижение  $l_y = 0,5$ .

Запас эффективности продольного управления при подъеме носового колеса и отрыве ВС, а также при посадке, в том числе в момент касания с  $l_y = 1$ , должен быть не менее 10 %.

Для ВС, имеющих шасси с хвостовым колесом, запас эффективности продольного управления на посадке должен быть не менее 20 %.

## **Параграф 12. Боковая устойчивость и управляемость**

96. Колебательное движение ВС как с зафиксированным, так и с освобожденным управлением должно быть устойчивым. Рекомендуется, чтобы затухание боковых колебаний ВС до 5 % начальной амплитуды происходило не более чем за 12 секунд на режимах, установленных Руководством по летной эксплуатации для начального набора высоты (при механизации во взлетном положении) и для захода на посадку, и не более чем за 20 секунд на крейсерском режиме полета.

97. Спиральное движение ВС должно быть нейтральным либо умеренно устойчивым, или умеренно неустойчивым. На крейсерском режиме, на режиме набора высоты, снижения и захода на посадку время удвоения или уменьшения вдвое угла крена в установившемся развороте с креном  $20^0$  должно быть не менее 20 секунд после освобождения штурвала по крену и педалей при балансировке их по усилиям в прямолинейном полете (при сбалансированном по усилиям в развороте положении колонки управления).

98. Эффективность поперечного управления должна обеспечивать вывод ВС из установившегося разворота с креном  $30^0$  и ввод в разворот противоположного направления с креном  $30^0$  (при отклонении только штурвала управления по крену не более, чем на  $90^0$ , с усилиями не более, приведенных в пункте 84 настоящих Норм) за время не более 7 секунд на режимах взлета (на скоростях  $V < V_2$ ) и захода на посадку (на скорости  $V > V_{3П}$ ), а также на крейсерских режимах и режимах набора высоты и снижения. В диапазоне скоростей  $V_{max}$  э- $V_{max\ max}$  ( $M_{max}$  Э- $M_{max\_max}$ ) допускается уменьшение эффективности поперечного управления вдвое.

99. Уменьшение угловой скорости крена в процессе накренения ВС при неизменных положениях рычагов управления не должно быть более 50 % и, по оценке пилота, не должно быть чрезмерного заброса по углу рыскания.

100. На режимах прямолинейного полета ВС должно обладать прямой реакцией по крену на отклонение педалей. При этом не должно быть чрезмерного, по оценке пилота, заброса по углу крена. В диапазоне скоростей  $V_{max \text{ э}} - V_{max \text{ max}}$  ( $M_{max \text{ Э}} - M_{max \text{ max}}$ ) допускается обратная реакция по крену на отклонение педалей, если она приемлема по оценке пилота.

101. Эффективность путевого и поперечного управления должна обеспечивать взлет, заход на посадку и посадку с парированием бокового ветра под углом  $90^0$  к оси взлетно-посадочной полосы с максимальной скоростью, установленной эксплуатационными ограничениями, при использовании рекомендуемых Руководством по летной эксплуатации методов пилотирования ВС.

102. При конфигурациях ВС и на скоростях полета, рекомендуемых Руководством по летной эксплуатации, в пределах углов скольжения, определяемых располагаемыми отклонениями педалей либо разностью усилий на педалях в 105 кгс, включая полет с одним неработающим критическим двигателем, наклон балансировочных кривых  $P_H = f(v)$  и  $P_{\text{э}} = f(v)$ , а также  $X_H = F1(v)$  и  $X_{\text{э}} = F2(v)$  должен быть отрицательным. При отклонениях педалей более чем на 1/2 хода, допускается уменьшение усилий в путевом и поперечном управлении, но не более чем на 30 % от максимальной их величины, при этом остаточные усилия на рычагах путевого и поперечного управления должны превышать величину трения в соответствующей системе управления не менее чем в три раза. В пределах углов скольжения, указанных выше, эффективность поперечного управления должна быть достаточной для парирования возникающего при скольжении момента крена.

### **Параграф 13. Устойчивость и управляемость ВС при отказе двигателя**

103. При продолжении взлета после отказа критического двигателя на любой скорости, равной или большей  $V1$ , и работе остальных двигателей на взлетном режиме эффективность поперечного и путевого управления должна быть достаточной для обеспечения:

прямолинейного разбега до отрыва ВС от взлетно-посадочной полосы при боковом ветре;

прямолинейного полета после отрыва ВС с креном не более  $5^0$  на работающие двигатели;

разворотов как в сторону работающих, так и в сторону отказавшего двигателя на скорости  $V2$  для исправления отклонения от исходной траектории при отказе двигателя

При продолжении взлета с отказавшим критическим двигателем усилия в поперечном и путевом управлении при положении триммеров, соответствующем

выполнению взлета со всеми работающими двигателями, не должны превышать величин, указанных в пункте 84 настоящих Норм.

104. Характеристики переходных процессов при отказе критического двигателя и невмешательстве пилота в управление в течение 5 секунд после отказа должны быть такими, чтобы исключался выход ВС за эксплуатационные ограничения по углу атаки (перегрузке) и углу скольжения. Угол крена при этом не должен превышать 300 по абсолютной величине.

Указанное требование должно выполняться (при исходной балансировке ВС по усилиям в полете со всеми работающими двигателями) на режимах:

установившегося набора высоты во взлетной конфигурации на взлетном режиме работы двигателей и рекомендованной Руководством по летной эксплуатации скорости для полета со всеми работающими двигателями;

установившегося набора высоты в конфигурации полета по маршруту на режиме работы двигателей и в диапазоне скоростей, рекомендованных Руководством по летной эксплуатации;

захода на посадку в посадочной конфигурации на режиме работы двигателей, потребном для снижения с градиентом 5 %, на скоростях захода на посадку  $V_{3P}$ , рекомендованных Руководством по летной эксплуатации;

ухода на второй круг в конфигурации, предусмотренной для ухода на режиме работы двигателей и на скоростях, рекомендованных Руководством по летной эксплуатации.

105. Эффективность поперечного и путевого управления должна быть достаточной для продолжения прямолинейного полета без крена с отказавшим критическим двигателем на всех эксплуатационных скоростях и всех этапах полета (кроме взлета, требования к которому изложены в пунктах 103 и 104 настоящих Норм).

Эффективность триммирующих устройств во всех случаях прямолинейного полета с отказавшим критическим двигателем должна быть достаточной для балансировки ВС по усилиям в длительном полете с углом крена не более  $5^0$  на работающие двигатели.

106. После отказа двух критических двигателей (на ВС с числом двигателей более двух) эффективность поперечного и путевого управления на рекомендованных Руководством по летной эксплуатации для этого случая режимах снижения, длительного полета и захода на посадку должна обеспечивать возможность выполнения:

прямолинейного полета с креном не более  $5^0$  на работающие двигатели при усилиях на рычагах управления, не превышающих значений, приведенных в пункте 85 настоящих Норм для продолжительных режимов полета;

разворотов с креном  $15^0$  как в сторону работающих, так и в сторону отказавших двигателей, при усилиях в управлении, не превышающих значений, приведенных в

пункте 84 настоящих Норм для маловероятных событий. При кратковременном (не более 30 секунд) увеличении режима работающих двигателей до максимального на режиме захода на посадку с двумя отказавшими критическими двигателями (на ВС с числом двигателей более двух) должна обеспечиваться возможность выдерживания прямолинейного полета с креном не более  $5^0$  на работающие двигатели при усилиях на рычагах управления, не превышающих значений, приведенных в пункте 85 настоящих Норм для маловероятных событий.

#### **Параграф 14. Характеристики устойчивости и управляемости ВС на больших углах атаки**

107. Требования настоящей главы относятся к характеристикам устойчивости и управляемости ВС в диапазоне углов атаки от  $a_{доп}$  до  $a_{пред}$  для всех конфигураций, масс, центровок, высот полета, чисел  $M$  и режимов работы двигателей, предписанных Руководством по летной эксплуатации, и при нормальной работе функциональных систем ВС, оказывающих влияние на эти характеристики, если это не оговорено особо.

108. На допустимом угле атаки  $a_{доп}$  ( $су_{доп}$ ) должны обеспечиваться:

приемлемая, по оценке пилота, управляемость по тангажу, крену и рысканию;  
отрицательные значения производных  $d_{РВ}$  и  $d_{ХВ}$   $d_{пу}$   $d_{пу}$ ;

запас по углу атаки не меньше  $3^0$  до  $a_{доп}$ , если  $a_{пред}$  принят равным  $a_c$  в соответствии с пунктом 116 настоящих Норм;

запас по углу атаки не менее  $3^0$  до угла атаки  $a_{пред}$ , если в диапазоне углов атаки от  $a_{доп}$  до  $a_{пред}$  сохраняется продольная устойчивость или наблюдается только местная неустойчивость, при которой тянущие усилия на штурвале (отклонение штурвала) при угле атаки  $a_{пред}$  не менее по абсолютной величине усилия (отклонения штурвала) при  $a_{доп}$ ;

запас по углу атаки не менее  $5^0$  до  $a_{пред}$ , если в диапазоне углов атаки от  $a_{доп}$  до  $a_{пред}$  имеют место продольная неустойчивость и тянущее усилие на штурвале (отклонение штурвала) при угле атаки  $a_{пред}$  меньше по абсолютной величине усилия (отклонения штурвала) при угле атаки  $a_{доп}$  и на ВС отсутствует сигнализация о достижении угла атаки  $a_{доп}$  в виде искусственной тряски штурвала, тактильной сигнализации или ступенчатого увеличения усилий на штурвале;

запас не менее 10 % от максимального значения коэффициента подъемной силы, полученного на углах атаки вплоть до  $a_{пред}$ ;

отсутствие самопроизвольных недопустимых, по оценке пилота, колебаний ВС относительно любой оси;

отсутствие тряски, затрудняющей пилотирование или опасной в отношении прочности конструкции;

отсутствие необходимости дополнительных действий экипажа для поддержания функционирования силовой установки и других систем.

109. Усилия на штурвале, потребные для вывода ВС на допустимый угол атаки  $a_{доп}$  при маневре на крейсерских режимах полета, а также на режимах набора высоты и снижения при полете по маршруту, должны по абсолютной величине составлять не менее 25 кгс (при балансировке ВС по усилиям в исходном режиме прямолинейного полета).

Допускается снижение указанных усилий до 15 кгс, если:

в диапазоне углов атаки от  $a_{доп}$  до  $a_{пред}$  наклон балансировочных кривых  $P_v = f_1(a)$  и  $x_v = f_2(a)$  сохраняется отрицательным;

на ВС имеется сигнализация о достижении угла атаки  $a_{доп}$  в виде искусственной тряски штурвала, тактильной сигнализации или ступенчатого увеличения усилий на штурвале.

110. На углах атаки, соответствующих  $a_{доп}$ , должны своевременно, по оценке пилота, возникать достаточно интенсивные и характерные только для этих углов атаки естественные либо искусственные предупредительные признаки, безошибочно и легко распознаваемые пилотом и не исчезающие при дальнейшем увеличении угла атаки вплоть до  $a_{пред}$ . Приемлемыми предупредительными признаками являются:

тряска конструкции и (или) рычагов управления, отличающаяся от тряски при выпущенной механизации или при полете с отказавшим двигателем;

звуковая сигнализация, отличающаяся от других звуковых сигналов, имеющих на ВС, с дублирующей световой сигнализацией при этом должна обеспечиваться индикация текущего угла атаки вплоть до  $a_{пред}$ . Предупредительные признаки не должны препятствовать переводу ВС на нормальные углы атаки.

111. На крейсерских режимах полета, а также на режимах набора высоты и снижения по маршруту должен обеспечиваться такой запас по углу атаки до  $a_{доп}$ , который соответствует приращению угла атаки от мгновенного входа в восходящий порыв ветра  $W1 = 9$  м/с при  $H < 7$  км,  $W1 = 9 - 0,5 (H-7)$  при  $H > 7$  км, но во всех случаях  $W1 > 6,5$  м/с, т.е.

$W1$

$$a_{доп}^0 > a_{гп}^0 + \frac{W1}{V1} \cdot 57,3 \quad (W1 \geq 6,5 \text{ м/с}),$$

$V1$

где,  $a_{гп}$  - угол атаки в горизонтальном прямолинейном полете.

При этом приращение перегрузки при выходе на  $a_{доп}$  не должно быть менее  $\Delta n_y = 0,5$ .

112. На угле атаки  $a_{\text{пред}}$  не должно возникать сваливания, характеристики которого не удовлетворяют требованиям пункта 116 настоящих Норм. На углах атаки вплоть до  $a_{\text{пред}}$  не допускается нарушение работоспособности силовых установок, которое требует выключения хотя бы одного из двигателей (помпаж).

113. На режимах крейсерского полета, набора высоты и снижения при полете по маршруту, ожидания, полета по кругу, захода на посадку, ухода на второй круг, взлета и посадки (при конфигурациях, режимах работы двигателей и балансировке по усилиям, соответствующих прямолинейному полету) после вывода на углы атаки, превышающие  $a_{\text{доп}}$ , вплоть до  $a_{\text{пред}}$ :

допускается уменьшение тянущих балансировочных усилий на штурвале не более чем на 50 % от максимальной величины, при этом минимальное усилие должно быть не менее 15 кгс;

при отклонении штурвала "от себя" с усилием не более 60 кгс ВС должен достаточно быстро, по оценке пилота, и без применения особых методов пилотирования возвращаться к исходному режиму. Рекомендуется, чтобы при этом отрицательное угловое ускорение тангажа было не менее 3 град/сек<sup>2</sup>.

114. На крейсерских режимах полета, а также на режимах набора высоты и снижения при полете по маршруту должен обеспечиваться запас по углу атаки до  $a_{\text{пред}}$ , который соответствует воздействию вертикального восходящего порыва ветра с эффективной индикаторной скоростью не менее 18 м/с. При этом должно обеспечиваться возвращение ВС к исходному режиму при соответствующем этому режиму балансировочном положении штурвала.

115. Характеристики ВС на углах атаки, превышающих  $a_{\text{доп}}$ , должны демонстрироваться до сваливания, либо до  $a_{\text{пред}}$  в процессе:

торможений, выполняемых при работе всех двигателей на режиме малого газа с темпом не более 2 км/ч за 1 секунду в прямолинейном полете, а также с максимальным возможным темпом (соответствующим горизонтальному полету);

торможений при работе всех двигателей на режиме, соответствующем установившемуся горизонтальному полету на скорости  $V = 1,3-1,4 V_{c1}$ , с темпом не более 2 км/ч за 1 секунду в прямолинейном полете и в развороте с углом крена  $30^0$ ;

торможений при одном неработающем критическом двигателе и работе остальных двигателей на режиме, предписанном Руководством по летной эксплуатации для высоты полета с одним отказавшим двигателем, с темпом не более 2 км/ч за 1 секунду в прямолинейном полете с углом крена не более  $5^0$  на работающие двигатели;

торможений, выполняемых при работе двигателей на номинальном режиме, с темпом не более 2 км/ч за 1 секунду в прямолинейном полете с исходной скорости  $V = 1,3-1,4 V_{c1}$ ;



маневров с нормальной перегрузкой более единицы в конфигурации полета по маршруту в диапазоне скоростей от  $V = 1,3-1,4 V_{cl}$  до  $V_{max}$  Э (пункт 139 настоящих Норм) при режиме двигателей, соответствующем горизонтальному полету, и балансировке ВС по усилиям на исходном режиме прямолинейного полета.

Перед началом испытаний ВС с выходом на  $a_{пред}$  (подпункт 62) пункта 5 настоящих Норм) по материалам испытаний моделей в аэродинамической трубе или летающих моделей должна быть показана возможность вывода ВС с углов атаки, превышающих  $a_{пред}$  (подпункт 62) пункта 5 настоящих Норм) на 5-150.

Торможение ВС с выпущенной механизацией должно демонстрироваться на высотах не более 6000 м.

### **Параграф 15. Требования к характеристикам сваливания**

116. Если угол атаки  $a_{пред}$  определяется сваливанием, то в процессе сваливания и вывода ВС в горизонтальный полет не допускаются:

явления, препятствующие выводу ВС обычными методами пилотирования на эксплуатационные углы атаки;

приращения угла крена более  $40^0$  при симметричной тяге двигателей и  $70^0$  при несимметричной тяге;

превышение эксплуатационных ограничений по скорости и перегрузке;

изменения конфигурации ВС.

### **Параграф 16. Движение ВС по аэродрому**

117. В процессе движения ВС по аэродрому (на рулении, разбеге, прерванном взлете и пробеге) при пилотировании в соответствии с Руководством по летной эксплуатации должна обеспечиваться возможность движения ВС в пределах установленной для него взлетно-посадочной полосы без выкатывания на боковые полосы безопасности и за концевые полосы безопасности во всем диапазоне ожидаемых условий эксплуатации, как при нормальной работе всех систем, так и при возникновении отказов, влияющих на движение по аэродрому, более частых, чем крайне маловероятные. Потребные усилия на рычагах управления не должны превышать значений, указанных в пункте 118 настоящих Норм.

118. Пользование тормозами, реверсивными устройствами и другими средствами управления не должны приводить к затруднениям в пилотировании вследствие появления трудно парируемых моментов тангажа, крена и рыскания, а также к значительному, по оценке летчика, уменьшению эффективности управления.

119. ВС должно обладать достаточной управляемостью на разбеге и пробеге для выдерживания заданного направления движения по аэродрому без применения

несимметричного управления тормозами и двигателями при максимальных значениях бокового ветра и всех состояниях взлетно-посадочной полосы, разрешенных для эксплуатации. Тенденция к неуправляемому развороту, "козлению" и тому прочее должна отсутствовать.

120. В случае если в Руководстве по летной эксплуатации рекомендована методика посадки с углом упреждения (углом между осью ВС и вектором путевой скорости), для ВС, имеющих обычную схему шасси (носовая опора и неповоротные главные стойки), управляемость на основных колесах с поднятой носовой опорой должна быть достаточной для устранения угла упреждения. Требование настоящего пункта должно обеспечиваться во всем диапазоне ожидаемых условий эксплуатации.

121. Для ВС, имеющих обычную схему шасси, для которых рекомендована методика посадки с углом упреждения, управляемость на пробеге с опущенной передней опорой должна быть достаточной для устранения угла между осью ВС и вектором путевой скорости, равного по величине углу упреждения при заходе на посадку и выдерживании заданного направления движения. Указанное требование должно обеспечиваться во всем диапазоне ожидаемых условий эксплуатации.

122. При отказах систем ВС, относящихся к событиям более частым, чем крайне маловероятные, и влияющих на движение по аэродрому, ВС должно обладать достаточной управляемостью для выдерживания заданного ему направления движения. В этих случаях допускается использование несимметричного управления тормозами и двигателями.

Указанное требование должно обеспечиваться при максимальных значениях бокового ветра и всех состояниях взлетно-посадочной полосы, разрешенных для эксплуатации.

## **Параграф 17. Прочность конструкции ВС**

123. Для расчета и статических испытаний ВС выбран ряд положений (режимов эксплуатации) ВС, обуславливающих наиболее тяжелые условия нагружения различных его частей (крыла, оперения, шасси). Эти положения (режимы эксплуатации) в параграфе 18 настоящей главы и параграфе 5 главы 6 называются случаями нагружения. Каждый случай нагружения имеет свое буквенное обозначение, причем, если одно и то же положение (режим эксплуатации) ВС обуславливает расчет нескольких его частей, в требованиях к прочности для каждой его части повторяется один и тот же случай нагружения, обозначаемый, как правило, одной и той же буквой, но с различным для каждой части индексом. Для некоторых частей ВС, кроме того, заданы расчетные условия, т.е. условия, необходимые для определения нагрузок, действующих на рассматриваемую часть при выполнении ВС тех или иных маневров в воздухе и на земле, при полете в спокойном воздухе, при взлете и посадке. В Нагрузке в параграфе 3 главы 5 и в параграфе 5 главы 6 приведены случаи нагружения

частей ВС, составляющих его основную силовую конструкцию. Если элементы оборудования или функциональных систем ВС включаются в работу основной силовой конструкции при ее деформациях, то эти элементы должны быть проверены на прочность на случаи нагружения частей ВС, на (внутри) которых они расположены, в сочетании с одновременно действующими нагрузками, связанными с функциональным назначением элементов оборудования или систем. Проверка прочности на случаи нагружения параграфе 18 настоящей главы и параграфе 5 главы 6 не отменяет необходимости проверки прочности, которую должны проходить элементы такого оборудования и систем по техническим условиям в соответствии с их функциональным назначением.

124. Требования к прочности, приведенные в параграфе 18 настоящей главы и параграфе 5 главы 6 относятся к ВС обычной схемы с хвостовым оперением. Для ВС иной схемы необходимые уточнения должны быть разработаны изготовителем и согласованы с компетентным органом государства-изготовителя.

#### **Параграф 18. Определение расчетных нагрузок**

125. Статическая прочность конструкции ВС и отдельных его частей проверяется на расчетные нагрузки. В соответствии с приведенными в параграфе 18 настоящей главы и в параграфе 5 главы 6 случаями нагружения (расчетными условиями) определяются эксплуатационные нагрузки  $Pэ$ , которые характеризуют предельно возможный в эксплуатации уровень нагружения. Расчетные нагрузки  $Pр$  определяются с помощью умножения эксплуатационных нагрузок на соответствующий коэффициент безопасности  $f$  т.е.  $Pр = fPэ$ .

Исключением являются случаи нагружения в пунктах 239, 257, 258 настоящих Норм, где непосредственно задаются расчетные нагрузки.

Коэффициент безопасности принимается равным 1,50, если для рассматриваемого случая (случаев) нагружения нет специального указания об установлении иной величины коэффициента безопасности.

В требованиях данной главы предусмотрено введение дополнительных коэффициентов безопасности  $f_{доп}$  для отдельных частей (элементов) конструкции. Статическая прочность этих частей (элементов) должна быть проверена на расчетную нагрузку, умноженную на наибольшее из значений  $f_{доп}$ , относящихся к данной части (элементу).

126. Конструкция в целом должна выдерживать расчетные нагрузки без разрушения в течение не менее трех секунд. Если прочность конструкции подтверждается динамическими испытаниями, имитирующими реальные условия нагружения, данное требование не применяется.

127. При определении аэродинамических нагрузок, величину аэродинамической нагрузки и ее распределение по различным частям ВС следует определять по

материалам испытаний моделей ВС в аэродинамических трубах. Испытания моделей в аэродинамических трубах должны проводиться при различных углах атаки и скольжении, углах отклонения органов управления и механизации так, чтобы охватить диапазон изменений углов, рассматриваемый в соответствующих случаях нагружения. При отсутствии таких материалов разрешается определять величину аэродинамической нагрузки и ее распределение по материалам испытаний в аэродинамических трубах моделей ВС, близких к рассматриваемому, или на основе соответствующих расчетов. Величина нагрузки должна быть установлена изготовителем.

128. При определении величины и распределения нагрузки следует учитывать влияние сжимаемости воздуха. При числе  $M$  полета, большем 0,70, распределение нагрузки должно быть получено вплоть до числа  $M$ , больше рассматриваемого на 0,05. ( $M$  - число Маха, отношение скорости ВС, движущегося в газовой среде (воздухе) к скорости звука в данной среде). На основании материалов этих испытаний для расчета должно быть выбрано распределение нагрузки по размаху и по хорде (контур) при числе  $M$ , наиболее неблагоприятном по условиям прочности.

129. В случаях, когда упругие деформации конструкции ВС приводят к увеличению нагрузок на его агрегаты, необходим учет влияния этих деформаций. При наличии достаточных данных учитывается влияние упругих деформаций конструкции ВС на распределение аэродинамической нагрузки и на аэродинамические коэффициенты ВС также в том случае, когда это ведет к уменьшению нагрузок.

130. В параграфах 3, 14 главы 5 нагрузки заданы без учета инерционных сил, возникающих при упругих колебаниях конструкции ВС. Если собственные частоты этих колебаний таковы, что влияние указанных инерционных сил может быть значительным, необходимо определять нагрузки с учетом этого влияния, а также, в случае необходимости, проводить лабораторные и соответствующие летные исследования. Для случаев полета в беспокойном воздухе и посадки динамическое нагружение следует определять в соответствии с расчетными условиями.

Если проверка прочности ВС в случаях нагружения при полете в беспокойном воздухе или при посадке производится на нагрузки, определенные с учетом влияния динамичности нагружения, соответствующие случаи нагружения крыла, фюзеляжа, установок под двигатели.

131. При учете влияния автоматических систем, если нагрузки определяются путем расчета движения ВС (например, при определении динамических нагрузок при полете в беспокойном воздухе, при определении маневренных нагрузок на оперение), должно быть принято во внимание влияние имеющихся на ВС автоматических систем.

Если предусматривается возможность полета при отказе автоматической системы, нагрузки должны быть определены также и без влияния отказавшей системы, если в требованиях к прочности той или иной части ВС нет указания о том, что такой отказ можно не рассматривать. Для нагрузок, определенных при отказе автоматической

системы, коэффициент безопасности разрешается снижать на 13 %, однако, для элементов проводки управления коэффициент безопасности следует принимать не меньшим, чем  $f = 1,50$ , а для остальных агрегатов не меньшим, чем  $f = 1,30$ .

132. При учете влияния износа, если износ деталей подвижных соединений отдельных элементов конструкции ВС может привести к снижению прочности и (или) к увеличению нагрузок, расчет на прочность этих элементов должен проводиться с учетом максимально допустимого износа трущихся поверхностей.

133. В параграфах 2, 15 главы 5 для ряда случаев нагружения даются указания относительно уравнивания ВС. Там, где таких указаний нет или они недостаточно полны, чтобы однозначно уравновесить ВС, следует пользоваться указаниями, приведенными ниже.

Если по смыслу рассматриваемого случая нагружения не очевидно, что равновесие ВС осуществляется с участием аэродинамических сил (помимо сил, задаваемых при описании случая нагружения), уравнивание следует производить с помощью инерционных сил.

В ряде случаев нагружения наличие аэродинамических сил, помимо тех, которые действуют на рассматриваемую часть, является явным: например, наличие угла скольжения в случаях нагружения вертикального оперения вызывает появление аэродинамических сил на всем ВС и они должны учитываться при определении инерционных сил, необходимых для уравнивания.

Если нагрузки определяются из рассмотрения движения ВС (например, при расчете маневренных нагрузок на оперение, при расчете динамического действия нагрузок), аэродинамические и инерционные нагрузки, действующие на рассматриваемую часть и на ВС в целом, определяются на основе полученных из расчетов параметров движения (углов атаки и скольжения, линейных и угловых скоростей и ускорений).

В случаях нагружения горизонтального оперения уравнивающей нагрузкой, хотя и ясно, что равновесие ВС относительно поперечной оси осуществляется (помимо силы тяжести) аэродинамическими силами, которые могут быть получены из испытаний в аэродинамических трубах, однако, если материалы испытаний на распределение давления по крылу и фюзеляжу не согласуются с материалами весовых испытаний модели ВС без горизонтального оперения, для уравнивания моментов относительно этой оси разрешается добавлять условные силы. Это можно делать также, если отсутствуют или имеются в недостаточном объеме материалы испытаний на распределение давлений и приходится пользоваться другими, приближенными методами. Такой же способ уравнивания можно применять в других аналогичных случаях. Условные силы, прикладываемые для уравнивания, следует выбирать так, чтобы они не снижали нагрузки на рассматриваемую часть ВС. Разрешается пользоваться условными силами также тогда, когда более точное уравнивание приводит к изменению нагрузок на крыло, предусмотренных случаями его нагружения.

На действие сил, участвующих в уравновешивании для какого-либо случая нагружения части ВС (если они не являются условными), необходимо проверить также другие части ВС, для которых эти силы могут оказаться расчетными. При этом, если не оговорено иное, коэффициент безопасности принимается в соответствии с рассматриваемым случаем нагружения.

Помимо случаев нагружения, заданных для различных частей ВС, следует рассмотреть возможные случаи торможения и разгона ВС. Возникающие при этом инерционные силы должны быть учтены при определении прочности тех частей ВС, для которых эти силы являются существенными. Это относится, в частности, к прочности баков, поскольку давление в них зависит от инерционных сил.

134. В параграфе 17 настоящей главы и параграфе 15 главы 5 если не оговорено иное, применяются связанная система координат и правило знаков. Система единиц измерения, принятая в параграфе 17 настоящей главы и в параграфе 15 главы 5 кг, м, с (килограмм, метр, секунда). Однако, как правило, для зависимостей, в которых используются размерные коэффициенты, в скобках приводятся и соответствующие выражения в системе единиц кгс, м, с (килограмм-сила, метр, секунда).

#### **Параграф 19. Расчетная масса ВС**

135. За расчетную взлетную массу ВС  $m_{\text{взл}}$  принимается максимальная масса ВС (в начале разбега) в условиях нормальной эксплуатации при всех предусмотренных вариантах загрузки.

136. Полетная масса ВС  $m$ , при которой следует проводить проверку прочности в полетных случаях нагружения в соответствии с заданными в этой главе условиями, рассматривается в диапазоне от расчетной взлетной массы за вычетом наименьшего количества топлива, израсходованного к моменту достижения той или иной конфигурации и высоты полета, до массы ВС без топлива. Однако для полетных масс, меньших, чем масса ВС с рассматриваемой коммерческой нагрузкой и минимальным аэронавигационным запасом топлива, проверку прочности можно проводить при уменьшенных значениях максимальной эксплуатационной перегрузки при маневре и эффективной скорости вертикального порыва, но не менее соответственно  $0,9^3$   $u_{\text{max}}$  (а) и  $0,85 W$ .

137. Расчетная посадочная масса  $m_{\text{пос}}$  устанавливается изготовителем, но принимается не менее массы ВС с нормальной коммерческой нагрузкой и минимальным аэронавигационным запасом топлива. В Руководстве по летной эксплуатации должно быть указано, что посадки, как правило, не должны

производиться с массой, большей чем  $m_{\text{пос}} \text{ max} = 1,1 m_{\text{пос}}$  ( $m_{\text{пос}} \text{ max}$  - максимальная посадочная масса ВС), а число посадок с массой более  $m_{\text{пос}} \text{ max}$  вплоть до  $m_{\text{взл}}$  должно составлять не более 3 % всего числа посадок.

Значение расчетной посадочной массы рекомендуется выбирать так, чтобы отношение  $m_{\text{взл}}/m_{\text{пос}}$  было не более 1,5.

138. Для расчетной взлетной, полетной и расчетной посадочной массы должны быть рассмотрены различные варианты загрузки ВС, возможные в эксплуатации.

## Параграф 20. Скорость ВС

139. За максимальную эксплуатационную скорость  $V_{\text{max}}$  э принимается скорость, которую пилот в нормальной эксплуатации не должен преднамеренно превышать как в режиме горизонтального полета, так и при наборе высоты и при снижении.

140. Расчетная предельная скорость  $V_{\text{max}} \text{ max}$  устанавливается исходя из возможности непреднамеренного превышения скорости  $V_{\text{max}}$  э как за счет ошибок пилотирования, так и вследствие встречи ВС со значительными атмосферными возмущениями.

Должно быть показано расчетом непревышение скорости  $V_{\text{max}} \text{ max}$  при выполнении следующего маневра.

Принимается, что ВС из установившегося горизонтального полета со скоростью  $V_{\text{max}}$  э перешел на снижение с углом наклона траектории  $7,5^0$  и через двадцать (20) секунд выводится из снижения, не превышая  $n_y = 1,5$ . Режим работы двигателей при снижении сохраняется таким же, что и до начала снижения. При наличии конструктивных устройств, автоматически изменяющих сопротивление ВС или тягу двигателей, разрешается учитывать их при анализе траектории снижения. В момент начала кабрирования допускается уменьшение тяги двигателей и применение аэродинамических тормозных устройств, управляемых пилотом.

Во всех случаях запас между  $V_{\text{max}} \text{ max}$  и  $V_{\text{max}}$  э должен составлять не менее 50 км /час, а на высотах, где  $V_{\text{max}}$  э ограничена числом  $M$ , должно быть:

$$M_{\text{max}} \text{ max} > M_{\text{max}} \text{ э} + 0,05.$$

141. Для конфигурации ВС с отклоненной механизацией принимается:

$V_{\text{max}} \text{ б}$  - максимальная скорость ВС, при которой разрешается полет с отклоненными закрылками и (или) предкрылками, для каждой возможной по условиям применения комбинации углов их отклонения б;

$V_{\text{max}} \text{ в.у.ш.}$  - максимальная скорость ВС, при которой могут производиться выпуск и уборка шасси;

$V_{\text{max}} \text{ ш}$  - максимальная скорость ВС, при которой может производиться полет с выпущенным шасси.

142. Указанные в пунктах 139-140 настоящих Норм скорости, устанавливаются изготовителем. Эти (или меньшие) скорости (числа  $M$ ) должны быть занесены в Руководство по летной эксплуатации. Если на ВС имеется механизация, отличная от рассмотренной в этой главе, максимальная скорость, при которой должна проверяться прочность ВС с отклоненной механизацией, также устанавливается изготовителем и величина этой скорости (или меньшее ее значение) должна быть занесена в Руководство по летной эксплуатации.

## Глава 5. Нагрузки на конструкцию ВС

Сноска. Заголовок главы 5 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).

### Параграф 1. Эксплуатационные перегрузки для полетных случаев нагружения

143. Настоящая глава содержит положения относительно определения нормальных перегрузок (по направлению связанной оси  $Y$ ) в центре тяжести ВС при маневре и при полете в беспокойном воздухе.

Перегрузки должны определяться для всех высот полета и всех полетных масс ВС.

144. Максимальную эксплуатационную перегрузку при маневре ВС с убранной взлетно-посадочной механизацией следует определять следующим образом:

$$n^{\text{э}}_{y \text{ max}}(a) = 3,8 \text{ при } m < 8000 \text{ кг,}$$

$$n^{\text{э}}_{y \text{ max}}(a) = 2,5 \text{ при } m > 27500 \text{ кг.}$$

Для промежуточных значений полетной массы  $m$  величина  $n^{\text{э}}_{y \text{ max}}(a)$  определяется по формуле:

$$n^{\text{э}}_{y \text{ max}}(a) = 1 + \frac{250}{\sqrt{m}}$$

Меньшее значение маневренной перегрузки может быть принято только тогда, когда конструктивные или аэродинамические особенности ВС гарантируют непревышение этого значения в полете.

Для ВС, у которых  $V_{\text{max}} \leq 100$  м/с, величина  $n^{\text{э}}_{y \text{ max}}(a)$  устанавливается изготовителем и согласовывается с компетентным органом государства-изготовителя с представлением соответствующих обоснований.



145. Минимальная эксплуатационная перегрузка при маневре с убранной взлетно-посадочной механизацией должна быть принята по абсолютной величине не меньше чем 1,00, т.е.  $n^{\text{э}}_{y \min(a)} < -1,00$ .

146. Максимальную и минимальную эксплуатационные перегрузки при маневре ВС с выпущенной взлетно-посадочной механизацией следует принимать равными соответственно:

$$n_{\text{эу}} \max(a) = 2,00; \quad n_{\text{эу}} \min(a) = 0.$$

147. В Руководстве по летной эксплуатации в качестве максимальной и минимальной допустимых в эксплуатации перегрузок при маневре должны быть записаны перегрузки:

$$n_{y \max} < n^{\text{э}}_{y \max(a)},$$

$$n_{y \min} > n^{\text{э}}_{y \min(a)}.$$

148. Максимальная и минимальная эксплуатационные перегрузки при полете в беспокойном воздухе  $n^{\text{э}}_{y \max(b)}$  и  $n^{\text{э}}_{y \min(b)}$  с убранной взлетно-посадочной механизацией должны определяться для всех скоростей полета  $V$  вплоть до  $V_{\max\_max}$  по следующим формулам:

$$n^{\text{э}}_{y \max(b)} = n_{y \text{ г.п.}} + \Delta n;$$

$$n^{\text{э}}_{y \min(b)} = n_{y \text{ г.п.}} - \Delta n;$$

$$\rho_0 V W$$

$$\Delta n = 0,5 k c_a y \text{ -----}$$

$$0 \text{ gmlS}$$

$$1\text{-e-л}$$

$$k = 0,8 \text{ -----};$$

$$л$$

$$P_{HL}$$

$$л = 0,5 c_a y \text{ -----},$$

$$mlS$$

где,  $n_{y \text{ г.п.}}$  - нормальная перегрузка установившегося горизонтального полета ( может быть приближенно принято значение  $n_{y \text{ г.п.}} = 1,00$ );

$c^a_y$  - производная коэффициента нормальной аэродинамической силы ВС по углу атаки (в радианах), определяемая по данным испытаний в аэродинамической трубе жесткой модели ВС при числе  $M$ , соответствующем рассматриваемой скорости полета;

$S$  - площадь крыла;

$\rho_0$  и  $\rho_H$  - плотность воздуха (соответственно) у земли и на рассматриваемой высоте полета;

$g$  - ускорение свободного падения;

$L$  - длина участка нарастания порыва, следует принимать  $L = 30$  метров.

Эффективную индикаторную скорость вертикального порыва  $W$  необходимо определять следующим образом.

На скорости, равной или меньшей  $V_{\max \text{ э}}$ ,

при  $H < 10000$  метров

$$15 V_{\max \text{ э}}$$

$0 W = \text{-----}$ , но не более 20 м/с;

$$0 V$$

при  $H > 20000$  метров

$$10 V_{\max \text{ э}}$$

$W = \text{-----}$ , но не более 12 м/с;

$$V$$

На скорости  $V_{\max\_max}$

при  $H < 10000$  метров  $W = 10$  м/с;

при  $H > 20000$  метров  $W = 6$  м/с.

При  $10000 \text{ м} < H < 20000 \text{ м}$  следует пользоваться линейной интерполяцией между значениями  $W$  для  $H = 10000$  и  $20000$  метров. Для скоростей полета между  $V_{\max \text{ э}}$  и  $V_{\max\_max}$  значение  $W$  также следует определять, применяя линейную интерполяцию. Если по каким-либо соображениям устанавливается скорость, ниже которой не следует длительно летать, или если устанавливается (рекомендуется) скорость, ниже которой не следует проводить полет в сильную болтанку, и какая-либо из этих скоростей больше, чем  $0,75 V_{\max \text{ э}}$ , то на этой скорости необходимо произвести дополнительную проверку прочности при указанных выше предельных значениях  $W$  (20 м/с при  $H < 10000$  метров, 12 м/с при  $H > 20000$  метров).

Значение  $W$  во всех случаях следует ограничить дополнительным условием:  $c_y$ , определенный по формуле:

$$n^3_{\max} \text{ (б) } gm/S$$

$$c_y = \text{-----}$$

$$g$$

не должен превышать  $1,5 c_{y \max}$ , если характеристика  $c_y = f(a)$  ВС имеет ярко выраженный максимум ( $c_{y \max}$ ), и  $1,5 c_y$  или  $c_{y 2}$  (что больше), если характеристика  $c_y = f(a)$  ВС не имеет такого максимума.

Здесь  $c_{y1}$  - коэффициент нормальной аэродинамической силы ВС при угле атаки  $\alpha_1$  (соответствующем началу нелинейной части характеристики  $c_y = f(\alpha)$ , а  $c_{y2}$  - коэффициент нормальной аэродинамической силы при угле атаки  $\alpha_2 = 2\alpha_1$ .

Значения  $c_y = f(\alpha)$  следует брать при положении руля высоты (стабилизатора), соответствующем балансировке в горизонтальном полете при рассматриваемых значениях  $H$ ,  $V$  и  $m$ .

Перегрузки при полете в неспокойном воздухе  $n_{y \max(\phi)}$  и  $n_{y \min(\phi)}$

с выпущенной взлетно-посадочной механизацией следует также определять по формулам в параграфе 9 главы 17 и в параграфе 2 главы 6 но при этом в выражении для  $n$  нужно принимать  $W = 10$  м/сек, а в качестве скорости брать максимальную скорость, при которой разрешен полет ВС в данной конфигурации.

## Параграф 2. Случай нагружения крыла ВС

150. В полетных случаях нагружения помимо нормальной аэродинамической силы крыла учитывается продольная аэродинамическая сила. Во всех случаях нагружения должны учитываться силы тяжести и инерционные силы крыла и находящихся в нем грузов, распределенных по наиболее невыгодным вариантам в отношении прочности тех или других элементов конструкции. Для ВС в целом равновесие сил и моментов достигается приложением аэродинамической нагрузки на несущие части ВС, тяги двигателей, силы тяжести ВС и инерционных сил поступательного и вращательного движений. Если с крылом конструктивно связаны другие части ВС, крыло должно проверяться также на нагрузки от этих частей во всех нормируемых для них случаях.

Для крыла разрешается приближенно принимать направление сил тяжести и инерционных сил противоположным направлению равнодействующей аэродинамической нагрузки на крыло.

151. В маневренных случаях нагружения задается перегрузка в центре тяжести ВС. Маневр следует считать установившимся и эксплуатационную нормальную аэродинамическую нагрузку на крыло (на ВС без горизонтального оперения) определять по формуле:

$Y_{kr} = n_{э} g m - P_{г.о. ур}$  где,  $P_{г.о. ур}$  - уравновешивающая нагрузка на горизонтальное оперение, взятая со знаком плюс, если она действует вверх. Кроме  $n_{э}$  в каждом отдельном маневренном случае нагружения задается одна из двух величин: скоростной напор  $q$  или  $c_y$  ( $c_y$  ВС при отклонении руля высоты или стабилизатора на балансировочный угол). Вторая величина находится из условия:

$$n_{э} = \frac{c_y q}{g m / S},$$

Значения  $su$  и  $q$  (следовательно, на данной высоте полета и числа  $M$ ) определяют угол атаки  $a$ .

152. Для проверки прочности крыла с убранной взлетно-посадочной механизацией рассматриваются следующие случаи нагружения:  $A, A', D, D', BA, CA, B_{max} \text{ э}, C_{max} \text{ Э}, B, C$ .

Указанные случаи нагружения ВС, показывают сочетание значений маневренных перегрузок и скоростей полета.

Для каждого случая нагружения значения эксплуатационной перегрузки  $l_{эу}$ , скоростного напора  $q$  и коэффициента нормальной аэродинамической силы ВС  $su$ . Величина  $su_{max}$  определяется следующим образом.

Если характеристика  $su = f(a)$  не имеет ярко выраженного одиночного максимума: в качестве  $su_{max}$  следует принять  $su$ , соответствующего углу атаки при сваливании ( $a_c$ ). Для предварительных расчетов можно принимать в этом случае меньшую из двух величин:  $su$ , соответствующий первому максимуму, и  $su$ , соответствующий углу  $2 a_1$  где  $a_1$  - угол атаки, начиная с которого характеристика  $su = f(a)$  становится нелинейной;  $su_{min}$  следует определять аналогичным образом.

В случаях  $BA, CA, B_{max} \text{ э}, C_{max} \text{ Э}, B$  и  $C$  необходимо рассматривать нагружение крыла с элеронами, отклоненными для создания левого (правого) крена.

В случаях  $BA$  и  $CA$  следует принимать элероны, отклоненными на угол, лимитируемый только эффективным конструктивным ограничением, максимальной мощностью бустера или максимальным эксплуатационным усилием пилота.

В случаях  $B_{max} \text{ э}$  и  $C_{max} \text{ Э}$  угол отклонения элеронов следует принимать таким, чтобы угловая скорость установившегося вращения ВС вокруг продольной оси  $w_x$ , определенная с учетом сжимаемости воздуха и упругости конструкции крыла, была не меньше угловой скорости  $w_x$ , достигаемой в случаях  $BA$  и  $CA$  соответственно. В случаях  $B$  и  $C$  угловая скорость  $w_x$ , определенная как указано выше, должна быть не меньше 0,3 значения  $w_x$ , также достигаемого в случаях  $BA$  и  $CA$  соответственно.

Однако и в случаях  $B_{max} \text{ э}, C_{max} \text{ Э}, B$  и  $C$  отклонение элеронов не должно быть больше значения, лимитируемого эффективным конструктивным ограничением, максимальной мощностью бустера или максимальным эксплуатационным усилием пилота.

Момент вращения вокруг продольной оси, вызванный отклонением элеронов в случаях  $BA, B_{max} \text{ э}$  и  $B$ , уравновешивается следующим образом:

1) должно быть рассмотрено установившееся вращение вокруг продольной оси, т.е. момент вращения уравновешивается моментом демпфирующих сил от вращения с угловой скоростью  $w_x$  и моментом аэродинамических сил, вызванных деформациями конструкции;

2) должно быть рассмотрено неустановившееся вращение ВС вокруг продольной оси, т.е. момент вращения уравновешивается моментом инерционных сил,

обусловленных угловым ускорением ВС относительно продольной оси, демпфирующих сил, вызванных угловой скоростью (если отклонение элеронов не является мгновенным), и аэродинамических сил, возникающих от деформаций конструкции. Для определения величины углового ускорения  $\dot{d}w_x$  должно быть рассмотрено отклонение рычага

----

$0 \frac{D}{Dt}$

$\dot{w}_{24}$  поперечного уравнения (ручки, штурвала) из первоначального положения с максимально возможной скоростью. Однако  $\dot{d}w_x$

----

$\frac{D}{Dt}$

не берется больше 3,0 рад/сек<sup>2</sup>.

Под отклонением с максимальной возможной скоростью понимается мгновенное отклонение рычага управления, если нет устройства, ограничивающего эту скорость.

Моментом демпфирования хвостового оперения, вызванным вращением ВС, следует пренебречь.

В случаях  $CA$ ,  $Stax$  э и  $C$  следует принять, что эффект отклонения элеронов не изменяет распределение нагрузки по размаху крыла, а сказывается только на изменении значения  $cm_0$  профиля на величину  $\Delta cm_0$  на участке крыла, занятом элеронами.

153. Для проверки прочности крыла с выпущенной взлетно-посадочной механизацией на максимальной скорости полета, разрешенной для данной конфигурации, следует рассмотреть случаи нагружения  $A_3'$  и  $B_3$ .

Случай  $A_3$  -  $n_y^{\text{э}} = 2,00$ , элероны не отклонены.

Случай  $B_3$  -  $n_y^{\text{э}} = 1,50$ , элероны отклонены на угол, лимитируемый только конструктивным ограничением, максимальной мощностью бустера или максимальным усилием пилота. Момент вращения вокруг продольной оси, вызванный отклонением элеронов, уравнивается.

Если закрылки (предкрылки) используются для других целей, например, для торможения при планировании или на крыле имеется дополнительная механизация, отклоняемая в полете (тормозные щитки, интерцепторы, спойлеры), расчетные условия нагружения крыла при отклонении такой механизации должны быть установлены изготовителем и согласованы с компетентным органом государства-изготовителя.

154. Случай нагружения крыла при полете в неспокойном воздухе:

1) в симметричном случае, на всех высотах и скоростях полета вплоть до  $V_{max\_max}$  при различных значениях полетной массы ВС рассматривается действие вертикальных порывов. При этом принимается:

нагрузки до входа ВС в порыв соответствуют горизонтальному полету (элероны не отклонены);

действие порыва сводится к изменению угла атаки на:

$kW$

$$\frac{\Delta \alpha}{V} = + \text{-----}$$

где,  $k$  - коэффициент, определенный в пункте 148 настоящих Норм;

знак минус указывает на вертикальный порыв, направленный вниз.

По углу атаки  $\alpha = \alpha_{гн} + \Delta \alpha$  (где  $\alpha_{гн}$  - угол атаки в горизонтальном полете) определяются аэродинамические нагрузки на крыло (ВС без горизонтального оперения) и на горизонтальное оперение при угле отклонения руля высоты (стабилизатора), соответствующем балансировке в горизонтальном полете. Разрешается определять нормальную аэродинамическую силу на крыло другим способом, а именно, по приближенной формуле:

1) по  $WV$

$$Y_{кр} = g m (1 + \text{-----} k c \text{ бу без ГО } \text{-----}),$$

2)  $g m I S$

где,  $c$  бу без ГО производная по углу атаки (в радианах) коэффициента нормальной аэродинамической силы ВС без горизонтального оперения, определяемая по данным испытаний в аэродинамической трубе жесткой модели ВС без горизонтального оперения при числе  $M$  полета, соответствующем рассматриваемой скорости полета. Остальные величины в правой части формулы имеют значения, указанные в пункте 148 настоящих Норм. Знак минус в формуле соответствует порыву, направленному вниз. По нормальной аэродинамической силе крыла  $Y_{кр}$  следует найти угол атаки  $\alpha$  и по нему определить нагрузку на горизонтальное оперение с учетом скоса потока от крыла. Угол отклонения руля высоты (стабилизатора) следует при этом принять равным балансировочному углу в горизонтальном полете;

2) в несимметричном случае, принимается, что на одной половине крыла действует та же аэродинамическая нагрузка, а на другой половине 80 % этой нагрузки;

3) в случае нагружения крыла при посадке и взлете, прочность крыла необходимо проверить во всех случаях нагружения основных стоек шасси.

Учитывается, что на ВС действуют следующие внешние нагрузки: подъемная сила  $Y$ , силы, приходящиеся на основные стойки шасси, сила тяжести ВС, а также инерционные силы, обусловленные этими нагрузками и уравнивающие ВС в целом.

В случаях  $E_{ш\ взл}$ ,  $R2_{ш}$  и  $M_{ш}$ ,  $Y = 0$  (пункт 186 настоящих Норм).

В случае  $G_{ш}$ ,  $Y = 0,25 g m_{нос}$  или  $Y = 0,25 m_{взл}$  (пункт 186 настоящих Норм).

В случае  $T_{ш}$ ,  $Y = 0,25 g m_{нос}$  при рассмотрении посадки и  $Y = 0$  при рассмотрении старта и буксировки (пункт 185 настоящих Норм).

Во всех остальных случаях  $Y = 0,25$  *гтнос* или  $Y = 0,25$  *твзл*.

Распределение аэродинамической нагрузки по крылу следует условно принимать таким же, как в случае *A* ;

4) в случае нагружения элементов крыла.

155. Прочность элеронов и их креплений следует проверить в неотклоненном и отклоненном положениях. Нагрузку на элероны в неотклоненном положении следует рассмотреть в случаях *A, A', D, D', A3'* и при полете в беспокойном воздухе.

156. Нагрузку на элероны в отклоненном положении следует рассмотреть в случаях *BA, CA, Bmax э, Cmax э, B, C* и *B3*. Для этого необходимо смещением точки приложения погонной нагрузки (центра давления) вдоль хорды элерона без изменения величины этой нагрузки поправить шарнирные аэродинамические моменты так, чтобы получить это соответствие. Однако если при этом уравнивании центр давления станет более задним, чем на 50 % местной хорды элерона, следует принять положение центра давления на 50 % местной хорды без изменения величины погонной нагрузки.

Уравнивание шарнирных моментов должно производиться с учетом влияния сервокомпенсаторов, бустеров, автопилотов, автоматов устойчивости и управляемости и других вспомогательных и автоматических систем. При этом должны рассматриваться возможные, наиболее тяжелые в отношении прочности на кручение элерона действия этих систем. Для расчета нервюр и местной прочности элерона распределение нагрузки по хорде (контур) должно быть исправлено, если погонные шарнирные моменты после уравнивания увеличились по сравнению с исходными (до уравнивания), и распределение нагрузки по хорде (контур) элерона берется исходное (до уравнивания), если погонные шарнирные моменты уменьшились после уравнивания.

157. Прочность кинематического сервокомпенсатора и его креплений (включая и местную прочность элерона) проверяется во всех случаях нагружения.

Коэффициент безопасности для сервокомпенсаторов и их креплений для этого случая нагружения  $f > 2,00$ .

Для обеспечения жесткости рекомендуется принимать повышенный коэффициент безопасности.

158. Прочность триммера и его креплений (включая и местную прочность элерона) следует проверить на нагрузку, приходящуюся на него как на часть элерона при нейтральном положении триммера.

Кроме того, прочность триммера в отклоненном положении проверяется на эксплуатационную нагрузку:

$$P_{\text{тр}} = + 0,55q \max \max S,$$

где,  $S$  - площадь триммера. Коэффициент безопасности для этого случая нагружения  $f = 2,00$ .

159. На режимах взлета и посадки проверяется прочность закрылков, предкрылков, их креплений и систем (механизмов) выпуска и уборки. В каждом из этих режимов следует выбрать наиболее неблагоприятные случаи нагружения указанных элементов в диапазоне углов атаки крыла от значения, соответствующего горизонтальному полету, до значения, соответствующего эксплуатационной перегрузке  $n_{э} = 2,0$  или порывам неспокойного воздуха  $W = +10$  м/с, и в диапазоне углов отклонения закрылка, предкрылка от нуля до максимального возможного на данном режиме. Скоростной напор следует принять соответствующим  $V_{max}$  б (пункт 140 настоящих Норм). Величину нагрузки на закрылок (предкрылок) следует принимать равной:  $Pэ = cRqS$ ,

где,  $cR$  - коэффициент полной аэродинамической силы закрылка (предкрылка); его следует определять по материалам испытаний в аэродинамических трубах с учетом обдува струей винтов при всех возможных режимах работы двигателей; при посадке необходимо рассмотреть взлетный режим работы двигателей (случай ухода на второй круг);

$q$  - скоростной напор;

$S$  - площадь закрылка (предкрылка). Направление нагрузки следует принимать на основании результатов испытаний в аэродинамических трубах. Коэффициент безопасности  $f = 2,00$ .

Для предкрылков, их креплений и систем (механизмов) уборки и выпуска должны быть дополнительно рассмотрены случаи нагружения при возможных по условиям применения комбинациях углов отклонения предкрылков и закрылков:

1) при угле атаки ВС, соответствующем  $n_{э} = 0$  и скорости  $V_{max}$  б ;

2) при угле атаки ВС, соответствующем  $c_{y\ max}$  б - максимальному значению коэффициента нормальной аэродинамической силы ВС для рассматриваемой комбинации отклонения предкрылков и закрылков, определяемом аналогично  $c_{y\ max}$  ВС с убранной взлетно-посадочной механизацией. Скоростной напор принимается равным:  $2gmIS$

$c_{y\ max}$  б

Коэффициент безопасности  $f = 1,5$ .

Прочность закрылков, предкрылков, их креплений и систем (механизмов) выпуска и уборки следует проверить также при убранном их положении. Аэродинамическую нагрузку на закрылок, предкрылок при этом следует определять при коэффициенте безопасности  $f = 1,5$ .

Если в соответствии с Руководством по летной эксплуатации при уходе на второй круг требуется уменьшить угол отклонения закрылков, условия их нагружения на этом режиме могут быть уточнены на основе расчетов по определению предельно возможных сочетаний угла отклонения закрылков, скорости полета и режима работы двигателей при выполнении рекомендованного в Руководстве по летной эксплуатации способа пилотирования.



Если закрылки, предкрылки используются для других целей, например, для торможения при планировании, или на крыле имеется дополнительная механизация, отклоняемая в полете (тормозные щитки, интерцепторы, спойлеры), расчетные условия нагружения элементов механизации, узлов их крепления и систем управления ими должны быть установлены изготовителем и согласованы с компетентным органом государства-изготовителя.

160. Прочность хвостовых частей крыла в зоне закрылков должна быть дополнительно проверена на нагрузки, приходящиеся на эти части при выпущенной взлетно-посадочной механизации и определяемые в соответствии со значениями угла отклонения закрылков и максимального скоростного напора, при котором может производиться полет с таким отклонением закрылков.

Коэффициент безопасности  $f = 2,0$ .

161. Распределение аэродинамической нагрузки по размаху и хорде (контуру) крыла и по его элементам. Для крыла и его элементов должны строиться кривые распределения нагрузки по размаху и хорде по материалам испытаний в аэродинамических трубах. Испытания в аэродинамических трубах должны проводиться при углах атаки крыла, углах отклонения элеронов и положениях механизации крыла, соответствующих рассматриваемым случаям.

При отсутствии таких материалов разрешается распределение нагрузки по размаху и хорде (контуру) крыла.

### **Параграф 3. Случай нагружения хвостового оперения**

162. Определяемые аэродинамические нагрузки (нормальные для горизонтального оперения и поперечные для вертикального оперения) рассматриваются с учетом и без учета продольных аэродинамических нагрузок. Направление нормальных и поперечных нагрузок условно может быть принято нормальным, а продольных нагрузок - параллельным плоскости хорд стабилизатора (киля).

Величину продольной аэродинамической нагрузки необходимо определять по результатам испытаний оперения в аэродинамических трубах при угле атаки (скольжения) и угле отклонения управляемого стабилизатора (руля), соответствующих случаям нагружения, рассматриваемым ниже. При наличии переставляемого в полете стабилизатора необходимо рассмотреть наиболее невыгодные сочетания практически возможных углов перестановки стабилизатора и соответствующих углов отклонения руля высоты. Распределение продольной нагрузки по размаху и хорде оперения разрешается принимать пропорционально нормальной (поперечной) нагрузке.

Во всех случаях, за исключением уравновешивающей нагрузки, удельную эксплуатационную нагрузку ( $P/S$ ) на горизонтальное оперение следует брать не меньше 1180 Па (120 кгс/м<sup>2</sup>), а на вертикальное оперение - не меньше 590 Па (60 кгс/м<sup>2</sup>).

163. В случае нагружения горизонтального хвостового оперения при однокилевой схеме, уравнивающую нагрузку следует определять из условия равенства нулю суммы моментов аэродинамических сил относительно центра тяжести ВС во всех случаях нагружения крыла маневренной нагрузкой как с выпущенной, так и с убранной взлетно-посадочной механизацией.

Нагрузку следует определять согласно расчетов.

При распределении уравнивающей нагрузки по горизонтальному оперению угол атаки определяется по значению  $c_u$  ВС, а угол отклонения руля (управляемого стабилизатора) - из условия балансировки.

164. Маневренную нагрузку на горизонтальное оперение с убранной взлетно-посадочной механизацией следует определять путем расчета неустановившихся маневров в вертикальной плоскости. Положение руля (управляемого стабилизатора) в исходном режиме определяется из условия балансировки ВС.

Исходным режимом является установившийся режим полета с любой скоростью вплоть до  $V_{max}$ . На каждой скорости рассматриваются три значения исходной перегрузки:

$$n_{y1} = 1,0; n_{y11} = n_{y_{max}}(a);$$

$$n_{y111} = 1 - \Delta n_{y_{ман}} \text{ при } n_{y_{max}}(a) < 3,0 \text{ или}$$

$$n_{y111} = n_{y_{min}}(a) \text{ при } n_{y_{max}}(a) > 3,0$$

$$\text{Здесь, } \Delta n_{y_{ман}} = n_{y_{max}}(a) - 1.$$

165. При маневре с исходной перегрузкой  $n_{y1}$  следует учитывать, что пилот, выполняя маневр для достижения перегрузки  $n_{y11}$  или  $n_{y111}$ , отклоняет ручку (штурвал) на себя (от себя), а затем, по истечении некоторого времени, возвращает ее в исходное положение. Момент возврата определяется исходя из того, что во время маневра для перегрузок  $n_{y1}$  должно соблюдаться условие:

$$n_{y111} < n_{y1} < n_{y11}.$$

Величина отклонения ручки (штурвала) выбирается так, чтобы получить наиболее тяжелое нагружение для всего горизонтального оперения и его частей (стабилизатора, руля). Однако, данная величина не должна превышать 125 % того значения, которое необходимо для выхода с учетом заброса на перегрузку  $n_{y11}$  или соответственно на перегрузку  $n_{y111}$  без возвращения ручки (штурвала) в исходное положение.

166. При маневре с исходными перегрузками  $n_{y11}$  и  $n_{y111}$  учитывается, что пилот выполняет маневр путем отклонения ручки (штурвала) без возвращения ее в исходное положение на величину, необходимую для выхода на установившуюся единичную перегрузку.

167. При дополнительном маневре на скорости  $V_A$  исходным режимом является установившийся горизонтальный полет. Учитывается, что пилот отклоняет на себя ручку (штурвал) для достижения максимального положительного угла атаки. При этом

нагружение ВС разрешается не рассматривать при перегрузках, превышающих  $n_{э\max}$  (а).

168. При всех указанных маневрах отклонение руля (стабилизатора) и ручки (штурвала) ограничивается (помимо эффективного конструктивного ограничения) условием, что усилие пилота не должно превышать нормированного максимального эксплуатационного усилия на ручке (штурвале) с учетом наиболее неблагоприятного влияния вспомогательных устройств.

Для шарнирных моментов руля (стабилизатора) должны быть приняты надежные значения. Отклонение руля (стабилизатора) ограничивается по мощности бустера. Отклонение ручки (штурвала) принимается с максимальной возможной скоростью (пункта 152 настоящих Норм).

Маневренная нагрузка при полете с выпущенной взлетно-посадочной механизацией. На максимальной скорости, при которой возможна данная конфигурация, следует рассмотреть маневры с исходными перегрузками  $n_{y1} = 1$ ,  $n_{y11} = 2$  и  $n_{y111} = 0$ , аналогичные заданным.

169. В случай полета ВС в неспокойном воздухе, для симметричного нагружения, нагрузку следует определять по формуле:

$$P_{э} = \begin{matrix} I \\ r.o \text{ } ++ \\ I \\ H.V, \\ I \end{matrix}$$

где,  $r.o$  - уравнивающая нагрузка на горизонтальное оперение в горизонтальном полете на скорости  $V$ ;

$$I_{H.V} = 0,392 \text{ caу } r.o \text{ } VWSr.o \text{ } H, \text{ (н.в} = 0,04 \text{ caу } r.o \text{ } VWSr.o \text{ , кгс).}$$

Здесь  $Sr.o$  - площадь горизонтального оперения,  $m^2$ .

Рассматриваются те же высоты и скорости полета  $V$ ,  $m/s$  и принимаются те же значения  $W$ ,  $m/s$ . Значение  $caу r.o$  необходимо определять по материалам испытаний жесткой модели горизонтального оперения в аэродинамических трубах (без учета влияния скоса потока от крыла) при числе  $M$ , соответствующем рассматриваемой скорости  $V$ . Следует принять, что аэродинамические силы на крыле (ВС без горизонтального оперения) соответствуют установившемуся горизонтальному полету. Силу  $Y_{H.V}$  и момент от нее следует уравновесить инерционными силами поступательного и вращательного движений.

170. В случае полета ВС в неспокойном воздухе, рассматривается несимметричное нагружение, при котором на одной половине оперения действует 100 %, а на другой 70 % аэродинамической нагрузки, приходящейся на половину оперения при нагружении по предыдущему пункту. Равновесие сил и моментов относительно оси  $Z$ , а относительно оси  $X$  - инерционными силами вращательного движения.

171. В случае нагружения однокилевого вертикального оперения, маневренная нагрузка на вертикальное оперение с выпущенной и убранной взлетно-посадочной механизацией следует определять путем расчета неустановившегося маневра рыскания. Исходным режимом является горизонтальный полет с любой скоростью вплоть до  $V_{max\ max}$ .

Следует учитывать, что пилот для создания скольжения влево (вправо) отклоняет педаль с максимальной возможной скоростью на величину, указанную ниже, а затем при достижении максимального угла скольжения начинает возвращать педаль с той же скоростью в исходное положение.

На скорости случая  $A$  ( $V_A$ ) и на меньшей скорости величина отклонения педали равна той, при которой одностороннее усилие на педали (при нулевом угле скольжения) равно максимальному эксплуатационному усилию с учетом наиболее неблагоприятного влияния вспомогательных устройств. На скоростях от  $V_{max\ э}$  до  $V_{max\ max}$  следует принимать 75 % усилия, указанного для скорости  $V_A$ , а для скоростей между  $V_A$  и  $V_{max\ э}$  для определения усилия применять линейную интерполяцию. Для шарнирных моментов руля должны быть приняты надежные значения.

Однако отклонение педали не должно превышать эффективного конструктивного ограничения. Величина угла отклонения руля направления, кроме того, ограничивается мощностью бустера.

Распределение нагрузки принимается в соответствии с указаниями при найденных расчетом значениях углов скольжения ВС и отклонения руля направления  $bn$ . Кроме того, рассматривается такое сочетание углов  $v$  и  $b$ , при котором  $v < v_{max}$ , а  $bn$  имеет знак, противоположный знаку первоначального отклонения, и суммарная нагрузка на вертикальное оперение равна максимальной нагрузке, полученной из расчета маневра. Таким образом, нагрузки от  $v$  и  $bn$  действуют в одну сторону.

При расчете маневра кроме рассмотрения движения по курсу разрешается учитывать снос ВС, а также принимать во внимание поворот вокруг продольной оси, однако при учете крена следует также рассмотреть случай, когда пилот парирует крен органами поперечного управления.

172. Эксплуатационную нагрузку на вертикальное оперение при полете в неспокойном воздухе (исходный режим - установившийся горизонтальный полет) следует определять путем расчета.

Рассматриваются те же высоты и скорости полета  $V$ , м/с, и принимаются значения бокового порыва  $W$ , м/с, те же, что и для вертикального порыва.

Коэффициент  $n_B$  следует определять путем расчета.

Производную коэффициента боковой силы вертикального оперения по углу скольжения  $c_{Bz\dot{z}}$  следует определять по результатам испытаний в аэродинамических трубах жестких моделей полного ВС и ВС без вертикального оперения при числе  $M$ , соответствующем рассматриваемой скорости полета.

Если аэродинамические характеристики, входящие в приведенную выше формулу для  $n_B$  или характеристики  $c_{Bz\dot{z}}(B)$  имеют существенные нелинейности или если в боковом канале управления установлены какие-либо автоматические устройства, отличные от линейного демпфера, реагирующие на  $w_y$ , то нагрузки на вертикальное оперение должны быть определены путем расчета, основанного на рассмотрении движения ВС при действии трапециевидного порыва. Длина  $L$  принимается равной 30 метров.

Длина  $d$  выбирается так, чтобы создать наиболее тяжелые условия нагружения конструкции. Интенсивность бокового порыва принимается равной:

$P_0$

$$W_{\text{ист}} = 0,8 W V \text{ -----},$$

$p_H$

где,  $W$  - значение бокового порыва такое же, как в пунктах 148 и 149 настоящих Норм для вертикального порыва. В расчете кроме поворота вокруг оси  $Y$  следует учесть движение вдоль оси  $Z$  (снос) и поворот вокруг оси  $X$  (крен). Если в боковом канале управления установлен лишь линейный демпфер рыскания, реагирующий только на  $w_y$ , а аэродинамические характеристики бокового движения не имеют существенных нелинейностей, то можно пользоваться формулой для  $P_{ЭВ.0}$ , приведенной выше, беря  $m_{wy}$  с добавкой от действия демпфера рыскания. При автоматических системах, постоянно включенных в полете, достаточно рассмотреть только нагрузки, определенные с учетом действия этих систем (случай отказа системы не рассматривается).

173. В случае остановки двигателей, рассматривается одновременная остановка всех двигателей с одной стороны от плоскости симметрии ВС в горизонтальном полете на всех скоростях полета, начиная от  $V_{\text{min}}^{\text{ЭВ}}$  до  $V_{\text{max}}^{\text{max}}$ , на всех высотах полета и режимах работы двигателей. Режим полета следует выбирать так, чтобы создать наиболее тяжелые условия нагружения вертикального оперения. При отсутствии экспериментальных или расчетных данных о характере изменения тяги и лобового сопротивления по времени в результате остановки двигателей принимается мгновенная остановка двигателей. При мгновенной остановке двигателей эксплуатационную нагрузку на вертикальное оперение следует определять согласно расчетов.

174. Тягу двигателя после остановки (сопротивление) следует брать со знаком минус. Если на воздушных винтах установлен ряд независимых систем флюгирования, величину  $T_{ост}$  необходимо определять при условии, что лопасти всех винтов, остановившихся двигателей, установлены во флюгерное положение.

Если будет показано, что одновременная остановка всех двигателей с одной стороны от плоскости симметрии ВС крайне маловероятна, нагрузку на вертикальное оперение  $P_{эост}$  следует определять расчетом, учитывающим неодновременность отказа двигателей.

Распределение нагрузки по оперению нужно принимать по результатам испытаний в аэродинамических трубах при соответствующих углах скольжения.

175. В комбинированном случае нагружения, нагрузка определяется исходя из предположения, что момент рыскания от остановившихся двигателей с некоторым запаздыванием парируется пилотом путем отклонения руля направления. При этом на вертикальное оперение одновременно действуют нагрузки от остановки двигателей по одну сторону от плоскости симметрии ( $P_{эост}$ ) и маневренная нагрузка ( $P_{эман}$ , вызванная отклонением руля направления для прекращения скольжения ВС, т.е.  $P_{эв.о} = (P_{эост} P_{эман})$ ). Темп отклонения руля следует брать так, чтобы создать наиболее тяжелые условия нагружения для всего вертикального оперения и его составных частей (киля, руля).

Величину отклонения педали следует ограничивать (помимо эффективного конструктивного ограничения или ограничения по мощности бустера) тем, что одностороннее усилие на педали не должно превышать усилия.

Для шарнирных моментов руля должны быть приняты надежные значения. Величину эксплуатационной маневренной нагрузки следует ограничить величиной нагрузки от остановки двигателей при установившемся движении, возникающем в том случае, когда пилот не отклоняет руль направления.

Для турбовинтовых двигателей с независимыми системами флюгирования винтов расчет нагрузок на вертикальное оперение следует производить, кроме того, для случая остановки двигателей и для комбинированного случая нагружения при условии, что останавливается только наружный двигатель, что лопасти винта не устанавливаются во флюгерное положение и что положение лопастей ограничивается только упором минимального угла. Коэффициент  $P_v$  разрешается определять с учетом действительного изменения по времени тяги останавливающегося двигателя. Коэффициент безопасности  $f = 1,30$ .

176. В случаях совместного нагружения горизонтального и вертикального однокилевого оперений, рассматривается во всех случаях, предусмотренных для изолированного симметричного нагружения горизонтального оперения и для изолированного нагружения вертикального оперения за исключением нагружений.

При определении нагрузки на горизонтальное оперение уравнивающие нагрузки должны определяться при перегрузке.

Маневренные нагрузки определяются из расчетов, аналогичных расчетам в изолированных случаях нагружения, но при этом должны быть приняты следующие значения перегрузок  $n_y 1$ ;  $n_y 11$  и  $n_y 111$  при убранной взлетно-посадочной механизации.

Дополнительный маневр на скорости  $V_A$  совместно со случаями нагружения вертикального оперения не рассматривается.

Нагрузки при полете в неспокойном воздухе определяются для значений  $W$ , равных 75 % их значений при изолированном нагружении.

Нагрузки на вертикальное оперение в совместных случаях нагружения следует принимать равными 75 % нагрузок, действующих при изолированном нагружении, а углы скольжения ВС и отклонения руля направления равными 75 % соответствующих углов для изолированного нагружения.

При совместном нагружении горизонтального и вертикального оперений нагрузку на горизонтальное оперение следует считать действующей несимметрично в соответствии с углом скольжения, определенным в рассматриваемом случае совместного нагружения.

Несимметрию в распределении нагрузки между двумя половинами горизонтального оперения следует определять на основе эксперимента в аэродинамических трубах при указанном угле скольжения (75 % угла скольжения соответствующего изолированного случая нагружения вертикального оперения).

При расположении горизонтального оперения на вертикальном следует дополнительно рассмотреть совместное нагружение вертикального оперения нагрузками, приходящимися на него в изолированных случаях нагружения, и горизонтального оперения несимметричной нагрузкой. Нагрузка на горизонтальное оперение в этом случае равна уравнивающей нагрузке горизонтального полета.

Несимметрию в распределении нагрузки между половинами горизонтального оперения следует определять на основе испытаний в аэродинамических трубах при полном угле скольжения соответствующего случая нагружения вертикального оперения.

177. В случае нагружения горизонтального двухкилевого оперения, величины нагрузок на горизонтальное оперение следует определять как для однокилевого оперения. Причем для оперения с расположением килей на горизонтальном оперении значение  $sa_{y0}$  в формуле для определения нагрузки при полете в неспокойном воздухе необходимо брать по данным испытаний в аэродинамической трубе для горизонтального оперения с киями. Одновременно на вертикальное оперение во всех случаях следует приложить эксплуатационные нагрузки  $P'_{в.о}$  (верх) и  $P'_{в.о}$  (нижн).

178. В случае нагружения вертикального двухкилевого оперения, величины нагрузок на вертикальное двухкилевое оперение и коэффициенты безопасности следует определять так же, как и для однокилевого оперения. При этом следует принимать, что на одну (левую или правую) половину вертикального оперения действует 65 %, а на другую 35 % общей нагрузки на вертикальное оперение.

179. В случае совместного нагружения горизонтального и вертикального двухкилевых оперений, рассматривается совместное нагружение вертикального оперения и несимметричное нагружение горизонтального оперения.

180. В случае нагружения элементов хвостового оперения, прочность руля высоты (руля направления) и его крепления следует проверять на нагрузку, приходящуюся на него как на часть горизонтального (вертикального) оперения во всех случаях его нагружения.

181. В случае нагружения элементов хвостового оперения, шарнирные аэродинамические моменты от нагрузок, действующих на руль высоты (руль направления) или на управляемый стабилизатор во всех случаях нагружения горизонтального и вертикального оперения за исключением случаев нагружения при полете в беспокойном воздухе и при остановке двигателей, а при необратимом бустерном управлении с максимальным шарнирным моментом *Мшбуст+лоб*. Для этого необходимо смещением точки приложения погонной нагрузки (центра давления) вдоль хорды руля (управляемого стабилизатора) без изменения величины этой нагрузки поправить шарнирные аэродинамические моменты так, чтобы получить это соответствие. Однако, если при этом уравнивании центр давления станет более задним, чем на 50 % местной хорды руля (управляемого стабилизатора), следует принять положение центра давления на 50 % местной хорды без изменения величины погонной нагрузки.

Уравнивание шарнирных моментов должно производиться с учетом влияния сервокомпенсаторов, бустеров, автопилотов, автоматов устойчивости и управляемости и других вспомогательных и автоматических систем. При этом должны рассматриваться возможные, наиболее тяжелые в отношении прочности на кручение руля (управляемого стабилизатора) действия этих систем.

Для расчета нервюр и местной прочности руля и управляемого стабилизатора распределение нагрузки по хорде (контур) должно быть исправлено, если погонные шарнирные моменты после уравнивания увеличились по сравнению с исходным (до уравнивания), и распределение нагрузки по хорде (контур) берется исходное, если погонные шарнирные моменты после уравнивания уменьшились. Коэффициент безопасности берется в соответствии с рассматриваемым случаем нагружения.

182. В случае нагружения элементов хвостового оперения, прочность сервокомпенсатора и его креплений следует проверять на нагрузки, приходящиеся на



него как на часть руля. Коэффициент безопасности для сервокомпенсаторов и его креплений  $f = 2,0$ .

Для обеспечения жесткости рекомендуется принимать повышенный коэффициент безопасности.

183. В случае нагружения элементов хвостового оперения, прочность триммера и его креплений следует проверять на нагрузку, приходящуюся на него как на часть руля при нейтральном положении триммера. Коэффициент безопасности принимается в соответствии с рассматриваемым случаем нагружения. Кроме того, прочность триммера и его креплений, а также местную прочность руля следует проверить на эксплуатационную нагрузку  $P_{этр} = + 0,55q_{max} S_{mp}$  при коэффициенте безопасности  $f = 2,0$ .

184. При распределении аэродинамической нагрузки по хвостовому оперению и его элементам для горизонтального и вертикального оперения и их элементов должны строиться кривые распределения нагрузки по размаху и хорде по результатам испытаний в аэродинамических трубах. При отсутствии таких материалов разрешается распределение нагрузки по размаху и хорде оперения и его элементам производить в соответствии с указаниями, изложенными в пункте 127 настоящих Норм.

#### **Параграф 4. Случай нагружения шасси**

185. Требования, приведенные в настоящей главе, относятся к шасси с хвостовым колесом и к трехстоечному шасси с носовым колесом. Для шасси других схем и для необычных способов посадки (укороченная, вертикальная) расчетные условия нагружения должны быть установлены изготовителем и согласованы с компетентным органом государства-изготовителя.

Принята земная система осей координат с осью  $X_g$ , направленной по движению ВС

186. Эксплуатационную работу  $A_{э}$ , которую должна воспринять амортизационная система при динамическом приложении нагрузки, следует вычислять по формуле:

$$A_{э} = \frac{V_{э2y}}{2} \text{ пред -----}$$

Для основных стоек и хвостового колеса приведенная вертикальная составляющая скорости во время удара должна определяться по формуле:

$$V_{эy} = V_y + 0,025 V_x, \text{ м/с,}$$

$V_x$  - горизонтальная составляющая скорости ВС в момент касания ВС земли, м/с; рассматриваются различные значения  $V_x$  в диапазоне от  $0,9 V_n$  до  $1,1 V_n$ , где  $V_n$  - посадочная скорость ВС в момент касания земли основными стойками шасси;

$V_y$  - вертикальная составляющая скорости в момент касания ВС земли; величину  $V_y$  следует определять расчетным путем.

Величины  $K$  и  $sa_u$  должны определяться с учетом механизации крыла и при таком угле атаки, при котором  $su$  принимает указанное выше значение.

Величину  $V_u$  более 1,5 м/с принимать не следует.

Для ВС, у которых влияние земли существенно сказывается на аэродинамических коэффициентах, величина  $V_{эу}$  должна быть уточнена на основании специальных расчетов.

Если к ВС предъявляется требование систематической эксплуатации на грунтовых аэродромах, величина  $V_{эу}$  должна быть выбрана изготовителем на основе имеющегося опыта проектирования и эксплуатации и согласована с компетентным органом государства-изготовителя.

Величину  $V_{эу}$  во всех случаях менее 2,8 м/с принимать не следует.

Редуцированную массу  $m_{ред}$  следует принимать:

для основных стоек шасси  $m_{ред} = m_{пос}$ , т.е. равной посадочной массе всего ВС;

для хвостового колеса или костыля (шасси с хвостовым колесом)

$P_{ст. Хв}$

$m_{ред} = \frac{P_{ст. хв}}{g}$ , где  $P_{ст. хв}$  - нагрузка, приходящаяся на

$g$

хвостовое колесо (костыль) на стоянке при  $m_{пос}$ :

$e$

$P_{ст. хв} = m_{пос} g \frac{e}{B}$  ---

$B$

Для носовой стойки шасси эксплуатационную работу следует выбирать как большую из работ, определенных в следующих двух случаях:

1) посадка на три точки. В этом случае величина вертикальной скорости должна быть принята равной значению  $V_{эу}$ , установленному для основных стоек. Редуцированная масса  $m_{ред}$  должна быть определена расчетом при следующих начальных условиях:

ВС, имеющий массу  $m_{пос}$ , касается земли одновременно тремя стойками;

вертикальная составляющая скорости в центре тяжести ВС равна  $V_{эу}$ ;

подъемная сила ВС  $Y = g m_{пос}$ ;

ВС сбалансирован по моменту  $M_z$ ;

угловая скорость  $w_z = 0$ .

Учитываются лобовые силы от раскрутки колес при максимальном значении коэффициента трения  $\mu = 0,8$ ;

2) посадка на две точки (посадка на основные стойки шасси с последующим переваливанием на носовую стойку).

Для ВС, у которых отношение  $\frac{e}{B} < 0,1$  этот случай можно не рассматривать.

187. Значение  $V_{эу}$  следует определять расчетом при следующих начальных условиях:

BC, имеющий массу  $m_{\text{пос}}$ , касается земли основными стойками, а хвостовая предохранительная опора не касается земли, но находится в непосредственной близости от нее;

вертикальная составляющая скорости в центре тяжести BC равна  $V_{\text{эу}}$ , указана для основных стоек шасси;

подъемная сила BC  $Y = g m_{\text{пос}}$ ;

BC сбалансировано по моменту  $M_z$ ;

угловая скорость  $\omega_z = 0$ .

Учитываются лобовые силы от раскрутки колес при максимальном значении коэффициента трения  $\mu = 0,8$ .

188. Нагрузку  $P_1$  следует принимать равной:

для основной стойки и для хвостового колеса (шасси с хвостовым колесом) нагрузке, действующей на них на стоянке при расчетной посадочной массе;

для носовой стойки -  $g m_{\text{пред}}$ .

Максимальная работа, которую должна воспринять амортизационная система при динамическом приложении нагрузки, должна определяться по формулам:

$$A_{\text{max}} = 1,5 A_{\text{э}}$$

при редуцированной массе, соответствующей расчетной посадочной массе BC;

$m_{\text{взл}}$

$$A_{\text{max}0} = \frac{f_{s24} A_{\text{э}}}{m_{\text{пос}}}$$

$m_{\text{пос}}$

при редуцированной массе, соответствующей расчетной взлетной массе BC  
 Величина максимальной работы для носовой стойки шасси может быть уточнена на основании расчетов посадки BC с  $f_{s24} m_{\text{пос}}$  и  $f_{s24} m_{\text{взл}}$  на три точки и на основные стойки с последующим переваливанием на носовую при указанных выше условиях для определения эксплуатационной работы. Однако при расчете посадки с  $f_{s24} m_{\text{пос}}$  величина вертикальной скорости BC в первый момент посадки принимается равной  $1,225 f_{s24} V_{\text{эу}}$ , а при расчете посадки с  $f_{s24} m_{\text{взл}}$  подъемная сила  $f_{s24} Y = f_{s24} g m_{\text{взл}}$ ; лобовые силы от раскрутки колес определяются при коэффициенте трения  $\mu = 0,5$ .

Максимальную перегрузку при поглощении амортизационной системой максимальной работы  $A_{\text{max}}$  следует определять по формуле:

$P_{\text{max}}$

$$n_{\text{max}0} = \frac{A_{\text{max}}}{P_1},$$

$P_1$

но она должна быть не больше величины, определяемой из отношения

$E P_{\text{пред}}$

-----.

$P_1$

Здесь,  $p_{max}$  - максимальная нагрузка на стойку при поглощении амортизационной системой максимальной работы;

$E_{Pпред}$  - суммарная предельная нагрузка на все колеса одной стойки при динамическом нагружении, гарантируемая изготовителем колес.

При расчете поглощения амортизационной системой эксплуатационной и максимальной работы учитываются лобовые силы от раскрутки колес при следующих значениях коэффициента трения:

для эксплуатационной работы  $u = 0$  и  $0,8$ ;

для максимальной работы  $u = 0$  и  $0,5$ .

При этом разрешается для хвостового колена, носовой стойки и для основных стоек шасси с хвостовым колесом принимать положение ВС, соответствующее случаю  $E_{ш.нос}$ , а для основных стоек шасси с носовым колесом - положение среднее между соответствующим случаем  $E_{ш.нос}$  и  $E_{ш}$ .

Приведенная подъемная сила (аэродинамическая разгрузка) принимается в процессе поглощения работы, равной силе тяжести рассматриваемой редуцированной массы,  $Y = g_{пред}$ .

Способность амортизационной системы поглощать эксплуатационную  $Aэ$  и максимальную  $A_{max}$  работу должна быть подтверждена динамическими испытаниями.

189. Если динамические испытания проводятся без приложения лобовых сил от раскрутки колес, при этих испытаниях должны быть получены данные, позволяющие внести соответствующие поправки в расчеты. Если испытания проводятся на изолированной установке, а упругость агрегатов ВС, к которым крепится шасси, оказывает существенное влияние на величины нагрузок, доля работы, приходящаяся собственно на шасси, может быть уточнена на основании специальных расчетов, при этом в испытаниях должны быть получены данные, подтверждающие принятые в расчете характеристики амортизации.

190. Коэффициент безопасности по отношению к эксплуатационным нагрузкам при поглощении амортизационной системой эксплуатационной работы  $Aэ$  должен быть принят, равным  $1,50$ . Должно быть показано объективными данными, что при действии на ВС нагрузок, соответствующих поглощению амортизацией максимальной работы  $A_{max}$ , не будут иметь место разрушения конструкции шасси и ВС или такое снижение их прочности, которое может привести к опасным последствиям.

Указанные данные могут не представляться, если для шасси и ВС при расчетах на прочность принимается коэффициент безопасности  $1,30$  по отношению к максимальным нагрузкам при поглощении максимальной работы.

Эксплуатационную работу, которую должна воспринять амортизация хвостовой предохранительной опоры (шасси с носовым колесом) при динамическом приложении нагрузки, следует определять по формуле:

$$Aэ = 0,15 m_{нос}$$

(коэффициент 0,15 имеет размерность  $m^2/c^2$ ).

191. Случай нагружения основных стоек шасси с носовым или хвостовым колесом.

При определении прочности шасси геометрические соотношения следует устанавливать при амортизации, обжатой на величину, соответствующую эксплуатационной нагрузке рассматриваемого случая.

Если по техническим причинам предусматривается возможность замены колес зимними лыжами, прочность шасси должна быть проверена на все случаи.

При спаренных колесах рассматривается неравномерная нагрузка на колеса: на одном колесе 60 % и на втором 40 % общей нагрузки. Если к ВС предъявляется требование систематической эксплуатации на грунтовых взлетно-посадочных полосах, распределение нагрузок производится в отношении 0,7:0,3.

Эксплуатационное значение вертикальной нагрузки на любом из колес не должно быть больше  $0,67 P_{разр.рад}$ , а значение вертикальной нагрузки при поглощении  $A_{max}$  не больше  $0,75P$  разр.рад, где  $P_{разр.рад}$  - разрушающая радиальная нагрузка на колесо.

Для основной стойки, имеющей двухосную тележку, приведены дополнительные указания о распределении нагрузок между осями тележки.

192. В случае *Еш.пос.* посадка на три точки, эксплуатационная и максимальная нагрузки (перегрузки  $nЭf$  и  $nE_{max}$ ) при поглощении эксплуатационной и максимальной работ должны определяться из диаграммы обжатия амортизации. Направление действия сил нормально к поверхности земли.

Прочность конструкции шасси, фюзеляжа и крыла должна быть проверена также на случай посадки на одну основную стойку. В этом случае величину нагрузки на стойку при поглощении эксплуатационной и максимальной работы следует принимать равной величине этой нагрузки в случае *Еш.пос.* Коэффициент безопасности тот же, что в случае *Еш.пос.*

Прочность шасси и узлов его крепления должна быть проверена на нагрузки, возникающие в момент полного выхода штока амортизатора на обратном ходе при ударе об ограничитель. Кроме того, прочность элементов конструкции шасси должна быть проверена в полностью выпущенном положении штока на нагрузки, соответствующие началу обжатия амортизационной стойки при максимальном возможном в ней начальном давлении, но направленные в обратную сторону. Нагрузки должны быть приложены к осям колес. При спаренных колесах распределение нагрузки между колесами равномерное. Коэффициент безопасности  $f = 1,5$ .

193. В случае *Еш.взл.* разбег, ВС считается находящимся в положении, соответствующем стоянке на земле. На каждую стойку одновременно действуют следующие нагрузки:

нормальная земле сила:

$P_{Эу} = n ЭE_{взл} P_{ст взл}$ , где:

$P_{ст взл}$  - стояночная нагрузка на стойку при  $m$  взл;

$n_{ЭВЗЛ}$  - эксплуатационная перегрузка при разбеге, принимаемая:

$n_{ЭВЗЛ} = 2,00$  для одиночного или спаренных колес;

$n_{ЭВЗЛ} = 1,70$  для тележек или тандемно расположенных колес;

параллельная земле сила, приложенная к осям колес и направленная против полета:

$$P_{ЭХ} = -kP_{Эу},$$

где,  $k = 0,3$ .

Следует также рассмотреть одновременное действие силы  $P_{Эу}$ , приведенной выше, и силы  $P_{ЭХ} = 0,7kP_{Эу}$ .

Величина силы  $P_{ЭХ}$ , направленной по полету, может быть уточнена на основании анализа кинематической схемы шасси с учетом опыта эксплуатации шасси подобных схем.

Если к ВС предъявляется требование систематической эксплуатации на грунтовых взлетно-посадочных полосах, эксплуатационная перегрузка при разбеге  $n_{ЭВЗЛ}$  должна выбираться в зависимости от величины полного обжатия шин колес стоек шасси  $b_{п0}$  и минимальной прочности грунта  $b$ . Если на стойках шасси установлены тележки для определения  $n_{ЭВЗЛ}$  принимается  $1,5 b_{п0}$  шин данных колес.

Для промежуточных значений  $b$  и  $n$  применяется линейная интерполяция.

При определении коэффициента  $k$  необходимо использовать:

$P_k$

$$n_0 = \frac{P_k - P_0}{P_{k1} - P_0}, \text{ где } P_{k1} - \text{нагрузка, приходящаяся на одно колесо при}$$

симметричном распределении между колесами суммарной вертикальной нагрузки на стойку шасси  $P_{Эу}$ .

Величину  $k$  менее  $0,3$  принимать не следует,

$P_k$

Здесь,  $n = \frac{P_k - P_0}{P_{k1} - P_0}$ , а  $P_k$  - нагрузка, приходящаяся на одно

$P_0$

колесо при симметричном распределении между колесами суммарной вертикальной нагрузки на стойку шасси  $P_{Эу}$ .

Величину  $k$  менее  $0,3$  принимать не следует.

Для прочности грунта  $b < 60 \text{ Н/см}^2$  (менее  $6 \text{ кгс/см}^2$ ) нагрузки на шасси должны быть определены на основании специальных расчетов разбега по наиболее неровной поверхности взлетно-посадочной полосы, которая может иметь место при эксплуатации ВС. На основании таких же расчетов могут быть уточнены величины нагрузок на шасси для прочности грунта  $b > 60 \text{ Н/см}^2$  (не менее  $6 \text{ кгс/см}^2$ ). Методика расчетов должна быть установлена изготовителем.

В случае  $Gш.$  передний удар в обе стойки шасси, ВС считается находящимся в положении, соответствующем стоянке на земле. Нагрузка проходит через ось колеса и направлена спереди и снизу под углом  $\alpha$  к горизонту.

Если к ВС предъявляется требование систематической эксплуатации на грунтовых взлетно-посадочных полосах, величина  $Pэ$  должна определяться исходя из  $mвзл.$

В случае  $Eш + Gш.$  посадка на основные стойки с одновременным передним ударом (для шасси с хвостовым колесом), принимается, что ВС садится на основные стойки, а хвостовое колесо не касается земли. Равнодействующая нагрузка на основные стойки лежит в плоскости симметрии ВС, проходит через ось колеса и направлена спереди в центр тяжести ВС.

Величина нагрузки на одну стойку при поглощении эксплуатационной и максимальной работы должна приниматься равной величине этой силы в случае  $E_{ш.пос}$

194. В случае  $E_{ш.}$  посадка на основные стойки (для шасси с носовым колесом), принимается, что ВС садится на основные стойки, а хвостовая предохранительная опора не касается земли, но находится в непосредственной близости от нее. Равнодействующая удара нормальна к земле и проходит через ось колеса.

Величина нагрузки на одну стойку при поглощении эксплуатационной и максимальной работы должна приниматься равной величине этой силы в случае  $E_{ш.пос}$

В случае  $E'ш + G'ш.$  посадка с не раскрученными колесами.

Нагрузки, действующие на основную стойку при посадке с не раскрученными колесами, следует определять расчетом при следующих условиях:

рассматривается посадка ВС с носовым колесом в положении среднем между соответствующим случаям  $E_{ш.пос}$  и  $E'_{ш}$  и посадка ВС с хвостовым колесом в положении, когда обе основные стойки касаются земли и направление тяги двигателей составляет с горизонтом положительный угол, равный половине посадочного угла;

горизонтальная составляющая скорости  $V_x = 1,1 V_n$  ( $V_n$  - посадочная скорость ВС)

;

вертикальная составляющая скорости соответствует случаям поглощения амортизацией шасси, заданной выше эксплуатационной и максимальной работы;

коэффициент трения о поверхность взлетно-посадочной полосы  $\mu = 0,8$  при поглощении эксплуатационной работы и  $\mu = 0,5$  при поглощении максимальной работы

Проверка прочности должна проводиться на комбинацию максимальных отрицательной и положительной горизонтальных нагрузок с соответствующими

значениями вертикальных нагрузок, а также на комбинацию максимальной вертикальной нагрузки с соответствующим значением горизонтальной нагрузки, которая, однако, не должна приниматься менее 25 % вертикальной.

195. В случае  $R_{1ш}$  посадка с боковым ударом в обе основные стойки шасси, ВС с хвостовым колесом считается находящимся в положении, соответствующем стоянке на земле, а ВС с носовым колесом - в положении, соответствующем рассматриваемому в случае  $E_{ш}$ . Нормальная к земле сила на каждую стойку должна приниматься равной 0,75 величины этой силы в случае  $E_{ш.пос}$  при посадках с поглощением эксплуатационной ( $Aэ$ ) и максимальной работы ( $A_{max}$ ).

Боковую силу следует определять на основе экспериментальных значений  $Pz = f\{Py, Vy\}$  для рассматриваемого колеса при соответствующем значении вертикальной нагрузки и углах увода, принимаемых равными  $Vy = +100$  при поглощении эксплуатационной работы и  $Vy = +50$  при поглощении максимальной работы. Если сила  $Pz = f\{Py, Vy\}$  достигает максимума при значении  $Py$ , меньшем чем  $Py$  случая  $R_{1ш}$  (для  $Aэ$  и  $A_{max}$ ), дополнительно следует рассмотреть комбинацию данной максимальной силы  $Pz_{max}$  и соответствующей ей силы  $Py$ . Боковые нагрузки, найденные как указано выше, должны быть увеличены в 1,25 раза и приложены к колесам с шинами, обжатými соответствующими вертикальными нагрузками данного случая, в точках касания их с землей.

196. В случае  $R_{2ш.пос}$  ВС с расчетной посадочной массой рассматривается находящимся в положении на трех точках, при этом считается, что хвостовое колесо (костыль), носовое колесо и колеса одной из основных стоек не касаются земли, но находятся в непосредственной близости от нее, колеса второй из основных стоек заторможены и находятся под действием реакции земли, приложенной в точках касания колес с землей. Эксплуатационная величина вертикального компонента реакции земли на основную стойку должна быть принята равной  $n$

$I$   
 $R_{2gmtin}$ ; эксплуатационная величина бокового компонента на основную стойку, направленного к оси ВС - равной  $n$

$I$   
 $R_{2gmtin}$ . Эксплуатационная величина силы трения колес основной стойки, направленная параллельно земле (против движения) - равной

$M_{max}$

-----, где,  $R$  - радиус обжатого колеса,



$R$

$M_{\max}$  - суммарный, максимальный возможный тормозной момент колес основной стойки по данным изготовителя колес, который должен приниматься не менее  $2 M$

$O$  - удвоенного эксплуатационного тормозного момента для режима послепосадочного пробега.

Эксплуатационная перегрузка для ВС с хвостовым колесом принимается равной  $n$

$$R_2 = 0,60,$$

для ВС с носовым колесом  $n$

$I$

$$R_2 = 0,70, \text{ если } S_{кр} < 80 \text{ м}^2 \text{ и } n$$

$I$

$$R_2 = 0,60, \text{ если } S_{кр} > 100 \text{ м}^2; \text{ для промежуточных значений площади крыла перегрузка } n$$

$R_2$  определяется линейной интерполяцией.

Следует также рассматривать случай  $R_2$  ш. пос при отсутствии силы трения.

Приведенные выше нагрузки могут быть уточнены, если в Руководстве по летной эксплуатации будут указаны ограничения по скорости и радиусу разворота на рулении после посадки.

197. В случае  $R_{2\text{ш.взл}}$  рассматривается разворот ВС с расчетной взлетной массой. Нагрузки на каждую из основных стоек шасси определяются из расчета статического равновесия ВС при следующих условиях: ВС находится в положении на трех точках, величина обжатия амортизации каждой стойки соответствует действующей на нее нагрузке;

вертикальная перегрузка в центре тяжести ВС  $n_y = 1,00$ ;

подъемная сила ВС  $Y = 0$ ;

$V_2$

боковая перегрузка в центре тяжести ВС  $n_z = \text{-----}$ , здесь:

$$9.81R$$

$V = 1,2 VR$ , а  $VR$  и  $R$  - скорость (м/с) и соответствующий радиус (м), с которыми в эксплуатации будет разрешено производить разворот при рулении со взлетной массой; указанные величины должны быть занесены в Руководство по летной эксплуатации; расчет производится для такой комбинации  $VR$  и  $R$ , при которой  $n_z$  имеет наибольшее значение;

отношение боковой нагрузки к вертикальной (в земных осях координат) для каждой стойки равно  $n_z$ ;

угловые ускорения  $w_x = 0$  и  $w_z = 0$ .

Однако, нагрузки, приходящиеся в случае  $R_{2ш.взл}$  на наиболее нагруженную основную стойку, должны приниматься не менее:

$a$   $h$

$P$

$I$

$y = 0,5 g m a c e (---- + ----)$  здесь:

$B$   $bo$

$a$  - расстояние по горизонтали между центром тяжести ВС и осью носового колеса;

$b$  - расстояние по горизонтали между осями основных и носового колеса;

$h$  - расстояние по вертикали от центра тяжести ВС до земли;

$bo$  - колея шасси.

Все размеры определяются при стояночном обжатии шасси.

198. В случае  $Tш.$  торможение при посадке, старте и буксировке, ВС считается находящимся в положении, соответствующем стоянке на земле. Горизонтальная нагрузка (по или против движения ВС)  $Tэ$  приложена в точках касания колес с землей.

Если к ВС предъявляется требование систематической эксплуатации на грунтовых взлетно-посадочных полосах, величины  $Mэ$  и  $P$

$I$

$u$  определяются исходя из  $твзл$ .

199. В случае  $Tк$  резкое торможение колес после отрыва ВС от земли при взлете, следует рассмотреть положение ВС в полете:

с полностью выпущенным шасси;

с полностью убранном шасси и поставленным на замок;

в промежуточном положении положения шасси в полете.

К колесам каждой стойки должен быть приложен момент  $Mтах$ .

Коэффициент безопасности  $f = 2,00$ .

Случай  $Tк$  разрешается не рассматривать, если в Руководстве по летной эксплуатации указывается, что пилоту запрещается тормозить колеса после отрыва ВС от земли при взлете.

200. В случае нагружения хвостового колеса (костыля) (шасси с хвостовым колесом), при определении прочности хвостового колеса (костыля) геометрические соотношения должны быть установлены при амортизации, обжатой на величину, соответствующую эксплуатационной нагрузке рассматриваемого случая.

201. В случае  $Eш.$  посадка на три точки, эксплуатационная и максимальная нагрузки (перегрузки  $n$

$A$  и  $nтахA$ ) при поглощении эксплуатационной и максимальной работ должны определяться из диаграммы обжатия амортизации. Направление действия сил нормально к поверхности земли.

202. В случае  $Eш+Gш$  . одновременное действие вертикальных и лобовых сил ВС считается находящимся в положении на трех точках.

Принимается, что кроме силы  $P_y$  , нормальной к земле, на хвостовое колесо действует приложенная к оси колеса и направленная назад сила  $P_x = - 0,5 P_y$  .

Сила  $P_y$  должна определяться так же, как в случае  $Eш$  .

Для хвостового колеса (костыля), амортизация которого не работает на передний удар, дополнительно следует рассмотреть нагружение с  $P$

I

$x = -2,5P$  по.оа при сливе  $P$

I

$y$  , соответствующей  $n$

I

A .

Для костыля сила  $P_x$  приложена в точке касания его с землей.

203. В случае  $R1ш$ . посадка с боковым ударом, ВС считается находящимся в положении на трех точках. Должно быть рассмотрено одновременное действие нагрузок случая  $Eш+Gш$  , уменьшенных на 25 %, и боковой нагрузки  $P_z = +0,15 P_y$  . Кроме того, хвостовое колесо (костыль) должно быть проверено на действие одной боковой нагрузки  $P_z = + 0,2 P_y$  , приложенной в точке касания колеса (костыля) с землей. Принимается стояночное обжатие амортизации.

Для ориентирующегося хвостового колеса (костыля) необходимо принимать, что 20 % момента боковой силы  $P_z$  относительно оси ориентировки воспринимается на оси ориентировки и 80 % этого момента воспринимается парой сил на оси колеса или парой сил в точке касания костыля с землей.

204. В случае нагружения носовой стойки и хвостовой предохранительной опоры ( шасси с носовым колесом) во всех случаях, рассматриваемых ниже, ВС считается находящимся в положении на трех точках, а амортизация - обжатой в соответствии с эксплуатационной нагрузкой рассматриваемого случая.

При спаренных колесах во всех случаях должна быть рассмотрена неравномерная нагрузка на колеса: на одном колесе 60 % и на втором 40 % общей нагрузки.

Если к ВС предъявляется требование систематической эксплуатации на грунтовых взлетно-посадочных полосах, распределение нагрузок производится в отношении 0,7: 0,3.

Во всех случаях эксплуатационное значение вертикальной нагрузки на любом из колес не должно быть больше  $0,67 P_{\text{разр.рад}}$  , а значение вертикальной нагрузки при

поглощении  $A_{\max}$  не больше  $0,75 P_{\text{разр.рад}}$ , где  $P_{\text{разр.рад}}$  - разрушающая радиальная нагрузка на колесо.

Для ориентирующихся или управляемых носовых колес следует принимать, что часть момента от несимметричного приложения сил  $P_x$  относительно оси ориентировки носового колеса, равная значению  $M_u$ , задаваемому в пункте 208 настоящих Норм, воспринимается на оси ориентировки, а остальная часть момента - парой сил на оси колеса.

205. В случае  $E_{\text{ш.пос}}$  - посадка на три точки, эксплуатационная и максимальная нагрузки (перегрузки и  $A_{\text{и } n_{\max}}$ ) при поглощении эксплуатационной и максимальной работ должны определяться из диаграммы обжатия амортизации. Направление действия силы - нормально к поверхности земли.

Прочность шасси и узлов его крепления должна быть проверена на нагрузки, возникающие в момент полного выхода штока амортизатора на обратном ходе при ударе об ограничитель. Кроме того, прочность элементов конструкции шасси должна быть проверена в полностью выпущенном положении штока на нагрузки, соответствующие началу обжатия амортизационной стойки при максимальном возможном в ней начальном давлении, но направленные в обратную сторону. Нагрузки должны быть приложены к осям колес. При спаренных колесах распределение нагрузки между колесами равномерное. Коэффициент безопасности  $f=1,5$ .

206. В случае  $E_{\text{ш}} + G_{\text{ш}}$  передний удар в колесо, величины нагрузок при поглощении эксплуатационной и максимальной работы должны приниматься такими же, как и в случае  $E_{\text{ш.пос}}$ . Нагрузку следует приложить к оси колес и наклонить назад против полета под углом  $45^\circ$  к горизонту в случае поглощения  $A_{\text{э}}$  и под углом  $55^\circ$  в случае поглощения  $A_{\max}$ .

207. В случае  $E_{\text{ш}} + G_{\text{ш}}$  посадка с не раскрученными колесами, к оси носового колеса должна быть приложена сила в направлении вверх и вперед по полету под углом  $45^\circ$  к горизонту. Величина силы должна быть принята равной  $0,7$  силы случая  $E_{\text{ш.пос}}$  при поглощении  $A_{\text{э}}$ .

208. В случае  $R1_{\text{ш}}$  посадка с боковым ударом в носовую стойку, величины нагрузок при поглощении эксплуатационной и максимальной работы следует принять такими же, как в случае  $E_{\text{ш.пос}}$ .

Нагрузка должна быть приложена в точке касания колеса с землей и наклонена вверх и вбок так, что боковой компонент равен  $+0,33$  ее значения в случае поглощения  $A_{\text{э}}$  и  $+0,25$  в случае поглощения  $A_{\max}$ .

Для ориентирующегося или управляемого носового колеса может быть принято, что часть момента боковой силы относительно оси ориентировки носового колеса,

равная значению  $M_y$ , воспринимается на оси ориентировки, а остальная часть момента воспринимается парой сил на оси колеса.

Если момент боковой силы относительно оси ориентировки носового колеса получается меньше значения  $M_y$ , то должны быть приняты величины момента и силы.

В случае *R2ш*. разворот при рулении (для ВС с управляемым носовым колесом) на носовую стойку с включенным управлением действуют следующие нагрузки:

нормальная земле сила, приложенная к оси колеса:

$T_{yh}$

$P$

$I$

$$y = P_{no.1} + \frac{I}{b},$$

$b$

боковая сила, приложенная в точке касания колеса с землей,  $P$

$I$

$z = +0,8 P$ , однако, если механизм управления или демпфер шимми снабжены предохранительным клапаном, ограничивающим усилие бустера (демпфера), величина  $P$

$I$

у  $z$  более  $\frac{1}{g}$   $M_{y_{max}}$  не принимается,

$g$

здесь,  $T_{\Sigma}$  - суммарная сила торможения всех колес основной стойки (правой или левой).

Указанные величины нагрузок  $P$

$I$

у и  $Pz$  могут быть уточнены на основании расчетов при следующих условиях:

вертикальная перегрузка в центре тяжести ВС  $n_y = 1,00$ ;

подъемная сила  $I=0$ ;

производится разворот ВС с *твзл* торможением колес одной основной стойки шасси и несимметричной тягой двигателей;

носовая стойка зафиксирована в нейтральном положении.

209. В случае удара в хвостовую предохранительную опору, эксплуатационная нагрузка должна определяться из диаграммы обжатия амортизации как максимальное усилие на опору при поглощении эксплуатационной работы. Амортизация предохранительной опоры принимается полностью обжатой.

210. В случае нагружения зимнего лыжного шасси с хвостовой или носовой лыжей, при определении прочности лыжного шасси геометрические соотношения должны быть установлены при амортизации, обжатой на величину, соответствующую эксплуатационной нагрузке рассматриваемого случая.

Если по техническим условиям предусматривается возможность замены лыж колесами, прочность шасси должна быть проверена на все случаи.

Требования распространяются, как на основную, так и на носовую и хвостовую лыжи, за исключением специально оговоренных случаев.

211. В случае Ел. посадка на три точки и разбег, принимается, что на каждую лыжу действуют следующие нагрузки:

нормальная земная сила, распределенная по длине рабочей части полоза лыжи и равная соответствующим нормальным нагрузкам для основной и носовой стоек, хвостового колеса (костыля) и хвостовой предохранительной опоры в случае Еш колесного шасси;

сила трения  $T$ , равная  $0,25$  соответствующей вертикальной нагрузки.

Коэффициент безопасности должен быть определен, как указано в случаях Еш колесного шасси.

Длиной рабочей части полоза лыжи считается расстояние от начала резкого загиба полоза лыжи у конца до подъема на  $4$  см у носка лыжи.

Распределение нормальной земной нагрузки по длине полоза лыжи следует принимать по линейному закону таким, чтобы лыжа под действием всех сил находилась в равновесии. Распределение нагрузки по ширине – равномерное.

В случае Гл передний удар в носок лыжи (для носовой и хвостовой лыж не рассматривается), ВС находится в стояночном положении. Нагрузка на одну лыжу

$$P^y = 0,5n_G^y gm_{acc}$$

проходит через середину хорды, соединяющей носок лыжи с началом подъема, и ось втулки - эксплуатационная перегрузка случая *GIII* для основных стоек (пункт 192 настоящих Норм).

В случае *R1л* . посадка с боковым ударом, ВС находится в стояночном положении. Нормальные земные силы, действующие на лыжи основной и носовой стоек, и хвостовой опоры, должны быть равны соответствующим нагрузкам в случаях *R1ш* колесного шасси. Боковые силы следует принимать равными  $0,25$  от соответствующих нормальных нагрузок.

Нормальная нагрузка должна быть распределена по длине лыжи по линейному закону так, чтобы равнодействующая проходила через ось втулки лыжи. Распределение нагрузки по ширине лыжи - равномерное. Боковая нагрузка на лыжу должна быть распределена равномерно по длине рабочей части так, чтобы равнодействующая ее ( $Pz$ ) была приложена по длине в середине рабочей части полоза, а по высоте - на расстоянии  $1/3$  максимальной высоты тела лыжи от земли.

Коэффициент безопасности должен приниматься, как указано в случаях *R1ш* колесного шасси для соответствующих стоек и хвостовой опоры.

В случае  $M_{л}$  . примерзание лыжи (для носовой и хвостовой лыж не рассматриваются), ВС находится в стояночном положении и на одну из лыж действуют :

крутящий момент в плоскости земли:

$$M^y = 0,2lP_{но.дцл},$$

где,  $l$  - длина рабочей части полоза;

$P_{ст.взл}$  - стояночная нагрузка на лыжу при твзл;

вертикальная реакция земли, проходящая через ось втулки:

$P$

$I$

$$y = P_{но.дцл},$$

сила трения вдоль полоза

$P_x^y$ ,

величину которой следует определять делением момента на расстояние от оси лыжи до равнодействующей тяги двигателей, рассматриваемых справа или слева от данной лыжи. Эта сила должна быть не больше тяги этих двигателей на стоянке.

В случае нагружения элементов шассипрочность основной стойки с тележкой, поворачивающейся относительно оси, параллельной оси  $Z$ , должна быть рассмотрена во всех случаях нагружения основной стойки за исключением случая  $M_{ш}$  вместо которого вводится случай  $M_{шт}$ .

Величины, направления и точки приложения нагрузок должны быть приняты, как указано в соответствующих случаях нагружения. Распределение нагрузок между передней и задней осями тележки должно производиться следующим образом:

в случаях  $E_{ш.нос}$  ,  $E_{ш} + G_{ш}$  и  $E_{ш}$  обратно пропорционально расстоянию до оси поворота тележки;

в случае  $G_{ш}$  вся горизонтальная составляющая нормируемой нагрузки  $P_x$  должна быть приложена либо к оси передних, либо к оси задних колес; вертикальная составляющая нормируемой нагрузки  $P_y$  должна распределяться между передней и задней осями колес из условия равновесия моментов относительно оси поворота тележки;

в случаях

$$E_{ш.взл}, E_{ш} + G_{ш}$$

нагрузку  $P_x$  следует распределять поровну между передней и задней осями колес, а  $P_y$  - из условия равновесия моментов относительно оси поворота тележки;

в случаях  $R1ш$  и  $R2ш$  вертикальные  $P_y$  и горизонтальные  $P_x$  составляющие нагрузок распределяются из условия равновесия моментов относительно оси поворота тележки, а боковая составляющая нагрузки распределяется между передней и задней осями колес в двух вариантах:

к колесам каждой оси прикладывается боковая нагрузка пропорционально вертикальной;

к колесам одной (любой) оси прикладывается 50 % всей нагрузки, а к колесам другой оси нагрузка не прикладывается; при этом вся боковая  $P_z$  составляющая нагрузки на одну стойку равна 0,5 от указанной в соответствующем случае ( $R1ш$  и  $R2ш$ );

в случае  $Tш$  вертикальные  $P_y$  и горизонтальные  $P_t$  составляющие нагрузок должны распределяться между передней и задней осями колес из условия равновесия моментов относительно оси поворота тележки.

В случае  $Mшт$  величина крутящего момента

$M_y$   
должна быть принята равной:

$$M_y = \pm 0,75 P_{\text{н.д.д.}} \frac{c}{2},$$

где,  $P_{\text{взл}}^{\text{ст}}$  - стояночная нагрузка на стойку при взл;

$c$  - расстояние по диагонали между центрами контактов левых (правых) колес передней оси и правых (левых) колес задней оси тележки. Момент

$M_y$   
должен прикладываться к нижним точкам ободов колес в виде двух одинаковых пар сил, имеющих плечо  $c$ . Кроме того, к колесам каждой оси прикладывается нагрузка, соответствующая стояночной нагрузке на стойку при  $m$  взл.

Во всех перечисленных случаях нагрузка, приходящаяся на каждую ось, должна распределяться между колесами правой и левой стороны тележки так, что на колеса одной стороны приходится 60 %, а на колеса другой 40 % общей нагрузки. Если к ВС предъявляется требование систематической эксплуатации на грунтовых взлетно-посадочных полосах, распределение производится в отношении 0,7:0,3. Во всех случаях эксплуатационное значение вертикальной нагрузки на любом из колес не должно быть больше  $0,67 P_{\text{разр.рад}}$ , а значение вертикальной нагрузки при поглощении  $A_{\text{тах}}$  - не выше  $0,75 P_{\text{разр.рад}}$ ,

где  $P_{\text{разр.рад}}$  - разрушающая радиальная нагрузка на колесо.

Элементы конструкции носовой стойки шасси, механизм управления и демпфер шимми должны быть нагружены крутящим моментом  $M_u$ , равным моменту боковой



силы  $P_z$ , приложенной на плече  $r$  относительно оси ориентировки колеса (колес) носовой стойки. Боковую силу  $P_z$  следует определять по экспериментальным значениям

$$P_z = f(P_y, \beta_y)$$

для рассматриваемого колеса при соответствующих значениях вертикальных нагрузок случая R1ш носовой стойки и увеличивать в 1,25 раза.

Величина угла бокового увода принимается равной

$$\beta_y = \pm 10^\circ$$

для случая поглощения эксплуатационной работы и

$$\beta_y = \pm 5^\circ$$

для случая поглощения максимальной работы. При предварительных расчетах могут быть использованы соотношения для  $P_z$ . Плечо силы  $P_z$  следует определять по формуле:

$$r = r_0 + 0,2 \cos \varphi_a \sqrt{D^{\delta-\delta^2}},$$

где  $r_0$  расстояние между средней точкой контакта шины с землей и осью ориентировки колеса при соответствующей вертикальной нагрузке,

$D$  - диаметр колеса,

$\delta$

ш - обжатие шины при указанной вертикальной нагрузке,

$\varphi$

- угол, образуемый осью ориентировки колеса с вертикалью

Момент  $M_y = P_z r$  берется на меньше момента, развиваемого бустером относительно оси ориентировки колеса (колес).

Если механизм управления или демпфер шимми снабжены предохранительным клапаном, ограничивающим усилие бустера (демпфера), то эксплуатационный момент, уравниваемый бустером (демпфером), должен приниматься не более

$$M_{y\_max} = 1,15 M_{кл} + M_{тр}, \text{ где } M_{кл}$$

где  $M_{кл}$  - максимальный момент, создаваемый бустером (демпфером) при работающем клапане,

$M_{тр}$  - момент трения в системе разворота колеса (колес).

Если предусмотрено управление носовой стойкой для предотвращения разворота ВС при прерванном взлете с остановившимися с одной стороны от плоскости симметрии ВС двигателями, для определения прочности конструкции носовой стойки, механизма управления и демпфера шимми должны быть рассмотрены дополнительные расчетные условия нагружения, устанавливаемые изготовителем по согласованию с компетентным органом государства-изготовителя.

212. Амортизаторы шасси, пневматические и гидравлические силовые цилиндры, применяемые для торможения и для уборки и выпуска шасси, должны быть рассчитаны на прочность в соответствии с требованиями пункта 185 настоящих Норм, предъявляемыми к шасси, частью которого они являются.

Кроме того, прочность амортизаторов шасси, пневматических и гидравлических цилиндров должна проверяться на случай максимального внутреннего давления в цилиндрах. Для амортизаторов шасси за максимальное давление в цилиндре  $p_{max}$  следует принимать давление, развивающееся соответственно в газовой и гидравлической камерах при поглощении амортизацией шасси работы  $A_{max}$ . Для пневматических и гидравлических силовых цилиндров за  $p_{max}$  следует принимать максимальное возможное давление в цилиндре. При наличии в цилиндре предохранительного клапана  $p_{max} = 1,15 p_{кл} \cdot p_{аб}$ ,

где  $p_{кл} \cdot p_{аб}$  - рабочее давление в цилиндре при наличии клапана.

Для проверки герметичности силовых цилиндров и амортизаторов шасси они должны подвергаться контрольному опрессовочному давлению. При этом величина опрессовочного давления должна быть не меньше  $p_{max}$ .

Коэффициент безопасности по отношению к опрессовочному давлению должен быть не менее  $f=1,50$ .

213. настоящем пункте, так и на выносливость в соответствии с параграфом 25 главой 13 настоящих Норм. Этими характеристиками при выбранном начальном давлении  $p_0$  являются:

максимальная допустимая скорость при разбеге  $V_{взл.к}$  ;

максимальная допустимая скорость при пробеге  $V_{пос.к}$  ;

максимальная допустимая статическая нагрузка на колесо при разбеге  $P_{ст.взл.к}$  ;

максимальная допустимая статическая нагрузка на колесо при пробеге  $P_{ст.пос.к}$  ;

максимальная допустимая нагрузка на колесо  $P_{м.д}$  - нагрузка, при которой тангенс угла наклона к оси абсцисс касательной к кривой  $P = f(b)$  равен учетверенному отношению стояночной нагрузки к стояночной усадке с учетом соответствующих масштабов. Максимальную допустимую нагрузку на колесо разрешается определять по кривой, полученной при статическом приложении нагрузки;

разрушающая радиальная нагрузка колеса  $P_{разр.рад}$  ;

предельная нагрузка на колесо  $R_{пред}$ , определяемая как нагрузка, равная  $0,75 R_{разр.рад}$ ;

полное обжатие  $бл. о$  - усадка шины при статическом приложении нагрузки, равной  $R_{пред}$ ;

эксплуатационный и максимальный тормозные моменты на режиме послепосадочного пробега  $M$

$I$ ,  $T$ ,  $M_{тах}$  и максимальный тормозной момент при старте  $M_{тах.ст}$ ;

максимальная величина энергии  $A_{мах}$  которую может поглощать тормоз колеса при торможении.

Прочность колеса должна быть проверена на нагрузки, задаваемые в расчетных случаях требований к прочности шасси с соответствующими коэффициентами безопасности.

Кроме того, должны соблюдаться следующие требования:

1) для всех ВС выбор размера колес основных стоек и хвостового колеса следует производить так, чтобы стояночная нагрузка на колесо при расчетной взлетной массе ВС не превышала  $R_{ст.взл.к}$  и стояночная нагрузка при расчетной посадочной массе ВС не превышала  $R_{ст.пос.к}$ .

Выбор размера носового колеса должен производиться так, чтобы сумма стояночной нагрузки, приходящейся на носовое колесо при расчетной посадочной массе ВС и крайней передней центровке, и нагрузки, вызванной торможением с ускорением  $3 \text{ м/с}^2$ , была не более нагрузки, соответствующей половине полного обжатия колеса. Стояночная нагрузка, приходящаяся на носовое колесо при расчетной взлетной массе и крайней передней центровке, должна быть не больше  $R_{ст.взл.к}$ ;

2) нагрузка, приходящаяся на колесо при поглощении эксплуатационной работы, должна быть не выше максимальной допустимой нагрузки на колесо  $R_{м.д}$ ;

3) нагрузка, приходящаяся на колесо при поглощении максимальной работы, должна быть не выше предельной нагрузки  $R_{пред}$ ;

4) для колес основных стоек шасси скорость  $V_{взл.к}$  должна быть не меньше максимальной взлетной скорости ВС, определенной для расчетной взлетной массы ВС с учетом механизации крыла, а для колес носовой стойки шасси и хвостового колеса  $V_{взл.к}$  должна быть не меньше максимальной скорости отрыва колеса от земли при расчетной взлетной массе и наиболее неблагоприятной центровке;

5) для всех колес скорость  $V_{пос.к}$  должна быть не меньше посадочной скорости ВС, определяемой при расчетной посадочной массе;

6) прочность шины и колеса должна быть проверена на внутреннее избыточное давление в шине, равное  $f p_0$ , где  $p_0$  - начальное избыточное давление в шине;  $f$  - коэффициент безопасности, принимаемый равным  $3,00$ ;

7) колеса и тормоза должны быть проверены на максимальный тормозной момент, определяемый из рассмотрения следующих двух случаев:

торможение при движении, максимальный тормозной момент равен  $m_{ax}$  - суммарному максимально возможному тормозному моменту колес по данным изготовителя колес, который должен приниматься не менее 2 МУТ удвоенного эксплуатационного тормозного момента для режима после посадочного пробега; коэффициент безопасности  $f=3,00$ ;

стартовое торможение, максимальный тормозной момент равен  $M_{max.ст}$  - максимальному тормозному моменту на старте, но не более  $0,8 P_{ст.взл}R$ , где  $R$  - радиус обжатого колеса,  $P_{ст.взл}$  - нагрузка на колесо при взлетной массе на стоянке; коэффициент безопасности  $f=2,0$ ;

8) энергия, которая должна быть поглощена шинами и тормозами всех тормозных колес ВС при посадке, определяется из условия обеспечения необходимой длины пробега. Доля этой энергии, приходящаяся на каждое тормозное колесо, определяется расчетом в зависимости от параметров ВС и тормозной системы и не должна превышать соответствующего значения  $A_{emax}$ .

Если ВС должно совершать последовательные взлеты-посадки, то условия торможения ВС (интервалы времени между посадками, скорость движения ВС в момент включения тормозов, длина пробега при последовательных взлетах-посадках, система охлаждения тормозов) должны быть в дальнейшем отражены в Руководстве по летной эксплуатации. Способность колеса многократно поглощать энергию при последовательных посадках с учетом указанных выше условий торможения должна быть подтверждена соответствующими испытаниями.

При определении необходимых параметров колес, шин и тормозов изготовитель ВС должен исходить из возможного изменения массы ВС в процессе его проектирования и доводки до серийного образца.

214. Прочность лыжи как элемента лыжного шасси и ее креплений должна проверяться во всех случаях.

215. В случае *Ел1* сосредоточенное нагружение, лыжа рассматривается свободно лежащей на двух опорах, расположенных по концам рабочей длины полоза. Нагрузка принимается нормальной по полю лыжи и приложенной к оси втулки, а ее величина равной 0,5 вертикальной нагрузки случая *Ел*.

Кроме того, местная прочность лыжи, закрепленной на оси втулки, должна быть проверена на 0,5 вертикальной нагрузки случая *Ел*, равномерно распределенной по внешнему ребру лыжи на участке, равном 1/3 рабочей длины лыжи и симметрично расположенном относительно оси втулки.

В зависимости от кинематических особенностей шасси местная прочность лыжи должна проверяться также при приложении вертикальной нагрузки по внутреннему ребру, как указано выше.

Коэффициент безопасности должен приниматься, как указано в случаях Еш для колесного шасси.

216. Если в полете, лыжа не фиксируется замком в своем нормальном летном положении, амортизаторы должны обеспечивать устойчивость лыжи при всех режимах полета, определяемых случаями нагружения, т.е. их восстанавливающий момент при всех режимах должен быть больше действующего на лыжу возмущающего момента (аэродинамических и инерционных сил с учетом эксплуатационной перегрузки). При этом под действием возмущающего момента амортизаторы могут допускать отклонение лыжи в полете от ее нормального летного положения, но не больше, чем + 40.

Восстанавливающий момент рекомендуется брать больше возмущающего момента на величину, равную 40 % аэродинамического момента лыжи. Аэродинамический момент, действующий на лыжу, должен определяться в соответствии со скоростным напором и углом атаки лыжи в рассматриваемых полетных случаях. Угол атаки лыжи берется как алгебраическая сумма угла атаки крыла, угла установки лыжи по отношению к крылу и угла ее отклонения от установочного положения.

За эксплуатационную нагрузку принимается усилие, возникающее в амортизаторе при отклонении лыжи на угол, определяемый длиной предохранительного троса.

Подбор амортизатора (пружины) для убирания лыжи может производиться в соответствии с требованиями, но при этом в Руководстве по летной эксплуатации должны быть записаны ограничения в виде допустимой максимальной скорости полета с неубранной лыжей и запрещения резкого маневрирования с неубранной лыжей.

217. Предохранительный трос должен выдерживать с четырехкратным запасом прочности усилия, приходящиеся на него от общего момента, составленного из аэродинамического момента и момента инерционных сил лыжи при эксплуатационной перегрузке рассматриваемого случая.

Лыжа и части ВС, к которым крепится амортизатор и предохранительный трос, должны быть проверены на усилия от них.

218. При проверке прочности механизма уборки и выпуска шасси помимо инерционных сил должны быть учтены аэродинамические силы и моменты, действующие на шасси и находящиеся на нем створки, в соответствии с рассматриваемым режимом полета (скорость полета  $V_{max}$  у.ш) и положением шасси, определяемым кинематикой механизма уборки.

Прочность механизма уборки и выпуска и замков шасси должна быть проверена при выпущенном и убранном положении шасси в соответствии с величинами максимальных и минимальных эксплуатационных перегрузок, заданных, а также в соответствии с приходящимися на шасси и его створки аэродинамическими нагрузками, определяемыми.

Также проводится проверка прочности механизма уборки и выпуска и замков шасси при полностью убранной лыжке. При выпущенной лыжке прочность этих элементов должна проверяться в соответствии с условиями, на которые подобран амортизатор лыжи.

Во всех указанных выше случаях для замков шасси (лыж) коэффициент безопасности  $f = 2$ . Замки шасси должны также проверяться на случай динамического нагружения при полете в неспокойном воздухе.

Если весь механизм уборки и выпуска шасси или его отдельные части входят в силовую схему конструкции шасси, он должен проверяться на все случаи нагружения шасси.

Механизм уборки и выпуска шасси должен быть проверен на прочность от сил, возникающих в момент резкого торможения для остановки вращающихся колес после отрыва.

Коэффициент безопасности  $f = 2,0$ .

219. Прочность гондол (обтекателей) и створок шасси и механизма их уборки должна быть проверена при полностью убранном шасси в расчетных случаях А', В, С, D', при полете в неспокойном воздухе и на режимах полета со скольжением на всех скоростях полета ВС с убранным шасси вплоть до  $V_{max\ max}$ . Кроме того, прочность створок и механизма их уборки должна быть проверена при полностью выпущенном шасси в расчетных случаях А'З и ВЗ, при полете в неспокойном воздухе и на режимах полета со скольжением при скорости полета  $V_{max.ш}$ . Если на ВС имеются створки, которые находятся в открытом положении только в процессе выпуска и уборки шасси, прочность таких створок в открытом положении проверяется при скорости полета  $V_{max\ в.у.ш}$ .

Эксплуатационные аэродинамические нагрузки, действующие на гондолы (обтекатели) и створки шасси, должны определяться для каждого положения створки по результатам испытаний в аэродинамических трубах при числе  $M$  соответствующего расчетного режима полета.

#### **Параграф 5. Случай нагружения установки под двигатель**

220. В случае нагружения установки под двигатель должны быть рассмотрены приведенные ниже случаи нагружения.

Направление нагрузки в случаях нагружения, может быть приближено принято нормальным к оси двигателя. В этих же случаях должен быть учтен суммарный гироскопический момент двигателя и винта.

Во всех приведенных случаях нагружения  $m_d$  и  $J_d$  - масса и, соответственно, массовый момент инерции двигателя со всеми агрегатами, расположенными на двигательной установке.

221. В случае Ад. на двигатель действует сверху вниз инерционная нагрузка:  $P^Y = -n_{\max}^Y (a)^{gm} A$

Аэродинамические силы на гондоле, капоте и пилоне следует принять равными нулю.

222. В случае А'д. на двигатель действует сверху вниз инерционная нагрузка:  $P^Y = -n_{\max}^Y (a)^{gm} A$

Следует учитывать аэродинамические силы на гондоле, капоте и пилоне на основании результатов испытаний моделей гондолы, капота и пилона в аэродинамической трубе при угле атаки и числе  $M$  случая А'.

223. В случае Dд. на двигатель действует снизу вверх инерционная нагрузка:  $P^Y = -n_{\max}^Y (a)^{gm} A$

Аэродинамические нагрузки на гондоле, капоте и пилоне следует принять равными нулю.

224. В случае D'д. на двигатель действует снизу вверх инерционная нагрузка:  $P^Y = -n_{\max}^Y (a)^{gm} A$

Следует учитывать аэродинамические силы на гондоле, капоте и пилоне на основании результатов испытаний модели капота и пилона в аэродинамической трубе при угле атаки и числе  $M$  случая D'.

225. В случае нагружения установки двигателя при посадке и взлете, установка двигателя должна быть проверена на все случаи нагружения шасси (симметричные и несимметричные) при нагрузках и коэффициентах безопасности и с учетом указаний о величине подъемной силы.

226. В случае Mд (только для турбовинтовых двигателей), следует рассмотреть работу двигателя на стоянке ВС. Действуют максимальная тяга, момент от винта и вертикальная нагрузка (вниз):  $P^Y = -gm A$

Коэффициент безопасности  $f = 2,00$ .

Кроме того, следует рассмотреть нагружение установки двигателя силой  $P^Y = -gm A$  и максимальной (пиковой) на всех режимах полета силой сопротивления винта остановившегося двигателя (отрицательной тягой). Следует принять, что лопасти винта могут не устанавливаться во флюгерное положение даже при наличии независимых систем флюгирования и что положение лопастей ограничивается только упором минимального угла.

Коэффициент безопасности  $f = 1,30$ .

227. В случае Tд (только для турбовинтовых двигателей), на двигатель действуют максимальная тяга, определенная с учетом отклонения температуры наружного воздуха от стандартных условий, и вертикальная нагрузка (вниз):  $P^Y = -gm A$

Если применяется реверс тяги, прочность установки двигателя должна быть проверена также на случай действия максимальной отрицательной тяги.

Коэффициент безопасности  $f = 2,00$ .

228. В случаях  $Aд+Mд$  и  $Dд+Mд$  (только для турбовинтовых двигателей), следует рассмотреть случаи  $Aд$  и  $Dд$  с учетом аэродинамических сил и моментов, действующих на винт как при работающем, так и при остановившемся двигателе. При работающем двигателе величины аэродинамических сил и моментов (тяги, сил от косой обдувки и реактивного момента) следует определять на основании расчета или специальных испытаний при значениях; скоростного напора и угла атаки ВС, соответствующих рассматриваемому расчетному случаю ( $Aд$  или  $Dд$ ).

Коэффициент безопасности  $f = 1,5$ .

При остановившемся двигателе следует принимать максимальное (пиковое) значение силы сопротивления винта (отрицательной тяги) на рассматриваемом режиме полета. Следует принять, что лопасти винта могут не устанавливаться во флюгерное положение даже при наличии независимых систем флюгирования и что положение лопастей ограничивается только упором минимального угла.

Коэффициент безопасности  $f = 1,30$ .

229. В случаях  $Aд + Tд$  и  $Dд + Tд$  (только для турбовинтовых двигателей), эксплуатационную нагрузку следует брать согласно случаям  $Aд$  и  $Dд$ , а эксплуатационное значение тяги - из аэродинамического расчета в соответствии с рассматриваемым случаем полета ( $Aд$  или  $Dд$ ).

230. В случае  $Hд + Mд$  (только для турбовинтовых двигателей), следует рассмотреть случай  $Hд$  с учетом тяги и момента винта, указанных в случае  $Mд$ .

Коэффициент безопасности  $f = 2,00$  при действии положительной тяги и  $f = 1,30$  при действии отрицательной тяги.

231. В случае  $Hд + Tд$  (только для турбовинтовых двигателей), следует рассмотреть случай  $Hд$  с учетом тяги двигателя, указанной в случае  $Tд$ .

Коэффициент безопасности  $f = 2,00$ .

232. В случае полета в неспокойном воздухе, при тех же условиях, которые даны для нагружения крыла при полете в неспокойном воздухе (в параграфе 3 главы 6 настоящих Норм), следует рассмотреть нагружение двигательной установки как при работающем, так и при неработающем двигателе. Необходимо учесть аэродинамические силы на гондоле, капоте и пилоне, тягу, силы от косой обдувки винта и реактивный момент, а также инерционные силы.

Кроме того, установка двигателя должна быть проверена с учетом динамического действия нагрузок.

233. В случае полета со скольжением, следует рассмотреть нагружение двигательной установки от силы тяжести и тяги двигателя, от аэродинамических сил и моментов, действующих на винт (силы от косой обдувки, реактивного момента), и



аэродинамических сил, действующих на гондолу, капот и пилон при расчетных условиях и углах скольжения  $B$ , рассматриваемых при определении нагрузок на вертикальное оперение.

При работающем двигателе величину аэродинамических нагрузок на винт следует определять в соответствии с указанными значениями  $B$  на основе расчетов или специальных испытаний.

Коэффициент безопасности для установок турбореактивных двигателей  $f=1,50$ , для установок турбовинтовых двигателей  $f=2,60$ . Однако при наличии уточненных расчетов и экспериментальных данных коэффициент безопасности для установок турбовинтовых двигателей может быть снижен до  $f=1,50$ .

При остановившемся двигателе следует принимать максимальное (пиковое) значение силы сопротивления винта (отрицательной тяги) на режиме полета со скольжением. Следует принять, что лопасти винта могут не становиться во флюгерное положение даже при наличии независимых систем флюгирования и что положение лопастей ограничивается только упором минимального угла.

Коэффициент безопасности  $f=1,30$ .

#### **Параграф 6. Случаи нагружения гондол, капота и воздухозаборника двигателя**

234. При определении прочности гондол, капотов, воздухозаборников и их элементов следует учитывать нагрузки, как на наружную, так и на внутреннюю их поверхность.

235. В случае нагружения наружной поверхности гондол, воздухозаборников и капотов, аэродинамические нагрузки на гондолы, капоты, воздухозаборники и их элементы должны определяться на основе испытаний в аэродинамических трубах на распределение давления при числах  $M$  и углах атаки, соответствующих случаям  $A'$ ,  $C$ ,  $D'$  и "полет в беспокойном воздухе", а также на режимах полета со скольжением при углах скольжения, найденных при определении нагрузок на вертикальное оперение. При отсутствии экспериментальных данных для определения нагрузок на наружную поверхность гондолы, капота и воздухозаборника разрешается пользоваться указаниями.

Коэффициент безопасности  $f=2,00$ .

Для узлов крепления капота следует принять коэффициент безопасности  $f=2,40$ .

236. В случае нагружения внутренней поверхности гондол, капотов и воздухозаборников, величину удельной нагрузки (давления), действующей равномерно на всей внутренней поверхности каналов, подводящих воздух к двигателю, во всех случаях следует брать равной:  $P_{yaloed} = k_{padl} p$ ,

где,  $p$  . атм  $H$  - атмосферное давление на данной высоте,

$k$  - коэффициент, учитывающий сжимаемость воздуха, его следует определять в зависимости от числа  $M$  полета на данной высоте. Величина  $P_{y_{alood}}$  может быть уточнена специальным расчетом.

Прочность каналов, подводящих воздух к двигателю, следует проверить, кроме того, при нагрузках, возникающих в каналах при работе двигателя на месте. Величина удельной нагрузки (разрежение), действующей равномерно на всей поверхности каналов ( $P_{y_{alood}}$ ), должна определяться в зависимости от максимальной приведенной скорости, определяемой из расчетов подводящих каналов.

Приведенная скорость  $u$  равна отношению местной скорости потока в канале к критической скорости. Для каналов охлаждения элементов двигателя величины максимальных удельных нагрузок  $P_{y_{alood}}$  (давление или разрежение) должны определяться на основе экспериментальных данных с учетом сжимаемости воздуха. При отсутствии таких материалов величины удельных нагрузок должны приниматься, как указано выше для каналов, подводящих воздух к двигателю.

При нагружении каналов двигателя нагрузкой деформации стенок канала не должны приводить к сколько-нибудь резкому изменению сечения канала и искажениям его конфигурации, а также не должна нарушаться герметичность соединительных швов между отдельными панелями.

237. В случае помпажа, каналы, подводящие воздух к двигателю, и элементы механизации воздухозаборников должны быть проверены на случай помпажа двигателя на всех режимах при  $V < V_{max\_max}$  на которых возможно возникновение помпажа. При этом следует принять во внимание динамичность действия нагрузок.

Коэффициент безопасности  $f = 1,20$ .

238. Нагрузки на коки винтов следует определять по результатам испытаний в аэродинамических трубах при расчетном числе  $M$ .

Коэффициент безопасности  $f = 2,00$ .

## **Параграф 7. Случай нагружения фюзеляжа**

239. Прочность фюзеляжа следует рассматривать в соответствии со всеми случаями нагружения крыла, хвостового оперения и двигательной установки (в случае нахождения последней на фюзеляже), причем эксплуатационные нагрузки и коэффициенты безопасности принимаются соответственно рассматриваемым случаям.

Фюзеляж следует проверять также на все случаи нагружения шасси (симметричные и несимметричные) при нагрузках и коэффициентах безопасности, принимаемых в соответствии с рассматриваемыми случаями нагружения. При этом во всех случаях помимо инерционных сил необходимо учитывать соответствующую подъемную силу ВС.

Кроме того, прочность фюзеляжа проверяется на случаи динамического нагружения ВС.

Местную прочность фюзеляжа следует проверить на нагрузки, полученные по результатам испытаний в аэродинамических трубах при числе  $M$  и углах атаки случаев  $A'$ ,  $D'$ ,  $C$  и "полет в беспокойном оздухе", а также на режимах полета со скольжением при углах скольжения, найденных при определении нагрузок на вертикальное оперение

Коэффициент безопасности для проверки местной прочности  $f = 2,00$ .

240. В случае  $H\phi$  нагружения фюзеляжа, следует рассматривать нагружение носовой части фюзеляжа (от носа до первого лонжерона крыла) инерционными силами в вертикальной и боковой плоскостях.

В расчетной схеме следует принимать, что носовая часть фюзеляжа заделана на первом лонжероне.

Эксплуатационная вертикальная перегрузка  $n_{эв} = 1,00$ .

Эксплуатационную боковую перегрузку следует принимать равной  $n_{эн} = +1,50$  для ВС с площадью крыла  $S < 80$  м<sup>2</sup> и равной  $n_{эн} = +1,00$  для ВС с площадью крыла  $S > 100$  м<sup>2</sup>.

Для  $80 \text{ м}^2 < S < 100 \text{ м}^2$  значение  $n_{эн}$  следует определять линейной интерполяцией между ее значениями для  $S = 80$  и  $100$  м<sup>2</sup>.

Коэффициент безопасности  $f = 2,00$ .

241. В случае  $K\phi$  (для ВС с шасси с носовым колесом не рассматривается) нагружения фюзеляжа, ВС следует рассматривать в положении горизонтальной плоскости.

В центре тяжести ВС приложена нормальная земле сила, равная  $n_{э} E_{гмнос}$ , где  $n_{э} E$  - перегрузка случая  $Eш.пос$ . Эксплуатационные нагрузки, действующие на основные стойки шасси ( $P_{э}$ ) и на переднюю часть ВС ( $N_{э}$ ), определяются из условия статического равновесия.

242. В случае  $M\phi$  (вынужденная посадка на воду) нагружения фюзеляжа необходимо обеспечить местную прочность фюзеляжа и тех люков, окон и дверей, при разрушении которых не обеспечивается плавучесть ВС в течение времени, необходимого для покидания ВС пассажирами и экипажем.

Распределение расчетных нагрузок (нормальных к поверхности фюзеляжа давлений).

243. В случае нагружения элементов конструкции фюзеляжа, эродинамические нагрузки на фонари негерметической кабины экипажа следует определять из испытаний в аэродинамической трубе при числе  $M$  и углах атаки случаев  $A'$  и "полета в беспокойном воздухе", а также на режимах полета со скольжением при углах скольжения, найденных при определении нагрузок на вертикальное оперение.

Прочность передних стекол необходимо также проверить на случай  $C$ . Кроме того, прочность фонарей кабины экипажа в случаях  $A'$  и "полета в беспокойном воздухе" должна быть проверена при несимметричном распределении нагрузки по поперечному сечению фонаря. При этом с одной половины фонаря следует снять, а к другой прибавить 10 % нагрузки, приходящейся на одну половину фонаря при симметричном распределении.

Величина эксплуатационного положительного давления должна быть увеличена на  $0,3 q_{\max} \text{ тах}$  за счет возможного разрежения внутри кабины экипажа.

Если фонарь включается в работу силовой части конструкции фюзеляжа, его прочность должна быть проверена на все случаи нагружения фюзеляжа с соответствующими коэффициентами безопасности.

В случае нагружения герметической кабины экипажа максимальное эксплуатационное давление в герметической кабине следует принимать равным:  $r_{\text{эизб}} = 1,15 r_{\text{клизб}}$ , но не менее  $1,3 r_{\text{рабизб}}$ , где,  $r_{\text{клизб}}$  - избыточное давление, соответствующее открытию выпускного предохранительного клапана-автомата;

$r_{\text{рабизб}}$  - максимальное избыточное рабочее давление в кабине.

При испытании фюзеляжей на герметичность (как новых, так и после ремонтов) опрессовочное давление должно быть не больше максимального эксплуатационного давления.

244. В случае разрежения внутри герметической кабины, следует принимать  $r_{\text{э разр}} = - 0,3 q_{\max} \text{ тах}$ , но не менее 4900 Па (500 кгс/м<sup>2</sup>).

245. В случае комбинированной нагрузки на герметические кабины, прочность герметических кабин необходимо проверять:

на совместное действие избыточного давления внутри кабины  $r_{\text{эизб}} = r_{\text{рабизб}}$  и усилий, приходящихся на герметическую кабину как на часть ВС от действия эксплуатационных нагрузок (в том числе аэродинамических нагрузок на наружную поверхность кабины и фонаря) в наиболее неблагоприятных полетных случаях;

на совместное действие разрежения в кабине  $r_{\text{эразр}}$  и наибольших усилий, приходящихся на герметическую кабину как на часть ВС от эксплуатационных нагрузок (в том числе аэродинамических нагрузок на наружную поверхность кабины и фонаря), уменьшенных на 25 %.

Следует принять  $r_{\text{э разр}}^{\ominus} = - 0,22 q_{\max} \text{ тах}$ , но не менее 4900 Па (500 кгс/м<sup>2</sup>).

При наличии на ВС надежно действующей системы ограничения обратного перепада давления (разрежения) в качестве  $r_{\text{эразр}}$  может быть принято  $1,15 r_{\text{эразр}}^{\text{кл}}$ , где  $r_{\text{эразр}}^{\text{кл}}$  - максимальная величина разрежения, соответствующая срабатыванию указанной системы ограничения.

246. Окна, стекла фонарей, крышки люков и двери, включая элементы крепления этих частей герметических кабин к фюзеляжу, должны проверяться на случаи "Максимальное давление в герметической кабине" и "Разрежение внутри герметической кабины" в комбинации с наибольшими аэродинамическими нагрузками, действующими на эти части в полете.

Коэффициент безопасности  $f = 2,00$ .

Кроме того, указанные части герметических кабин должны проверяться на рабочее избыточное давление  $p_{\text{изб}}^{\text{раб}}$  при коэффициенте безопасности  $f = 3,00$ .

Прочность окон герметических кабин на разрежение следует определять при условии, что наружная температура воздуха минус  $60^{\circ}\text{C}$ , а температура внутри кабины  $20^{\circ}\text{C}$ .

247. Если герметическая часть фюзеляжа разделена на отдельные отсеки и при этом не установлена система перепуска воздуха, выравнивающая давление между отсеками при внезапной разгерметизации, то прочность каждого отсека должна быть дополнительно обеспечена на действие рабочего избыточного давления  $p_{\text{изб}}^{\text{раб}}$  в предположении, что любой соседний отсек разгерметизирован. При наличии системы перепуска эксплуатационное давление определяется в зависимости от площади отверстия, через которое происходит разгерметизация, и характеристик системы перепуска.

Коэффициент безопасности  $f = 1,30$ .

Лобовые стекла фонаря кабины, защищающие экипаж, а также элементы конструкции, несущие эти стекла, должны выдерживать удар птицы массой  $1,8\text{ кг}$  при наиболее неблагоприятных температурных условиях. При этом в качестве расчетной истинной скорости соударения должна быть принята скорость, превышающая на  $10\%$  максимальную из рекомендуемых в Руководстве по летной эксплуатации для высот от  $0$  до  $2500$  метров, скоростей набора, снижения и полета по маршруту, если такой полет предусмотрен на этих высотах. Однако скорость соударения более соответствующей значению  $V_{\text{max э}}$  не берется.

## **Параграф 8. Случай нагружения управления**

248. В настоящей главе приведены требования к прочности элементов механической части проводки управления, как при ручном, так и при бустерном управлении. При этом, если не указан меньший коэффициент безопасности, расчетную нагрузку следует определять  $f = 2,0$ .

249. Если в системе управления установлены специальные устройства, предназначенные для уменьшения усилий в проводке, разрешается для проверки прочности учитывать наличие указанных устройств; при этом расчетные условия

должны быть установлены изготовителем по согласованию с компетентным органом государства-изготовителя.

Усилия в деталях управления рулями (управляемым стабилизатором), элеронами, закрылками и предкрылками должны определяться при нейтральном (убранном) их положении, при крайних положениях и при любом промежуточном, если в этом положении усилия могут быть больше.

Во всех случаях необходимо учитывать дополнительные усилия, возникающие в проводке от симметричной (для элеронов) или от асимметричной части (для горизонтального и двухкилевого вертикального оперения) шарнирного момента, которые взаимно уравниваются через проводку управления и на ручку (штурвал) или педаль не передаются.

250. При наличии в системе управления вспомогательных и автоматических устройств (бустер, автопилот, автоматы устойчивости и управляемости, автомат изменения передаточных чисел) усилия в деталях управления должны определяться с учетом действия этих устройств.

При необратимом бустерном управлении значения эксплуатационного шарнирного момента  $M_{ш}^э$  и коэффициента безопасности, в соответствии с которыми должна быть проверена прочность элементов управления между бустером и органом управления (отклоняемой поверхностью), определяются следующим образом:

1) во всех случаях нагружения элеронов, рулей направления и высоты (управляемого стабилизатора), закрылков и предкрылков, за исключением случаев нагружения рулей и элеронов при полете в неспокойном воздухе, и рулей направления при остановке двигателей, если,  $M^{аэр} > M^{буст+доб}$ ,  $M_{ш}^э = M^{буст+доб}$  при коэффициенте безопасности  $f=2,0$ ;

если,  $M^{аэр} < M^{буст+доб}$ ,  $M_{ш}^э = M^{аэр}$  при коэффициенте безопасности  $f=2,0$  или  $M_{ш}^э$  в  $M^{буст+доб}$  при коэффициенте безопасности  $f=1,5$ , что больше;

2) в случаях нагружения рулей и элеронов при полете в неспокойном воздухе и рулей направления при остановке двигателей  $M_{ш}^э = M^{аэр}$  при коэффициенте безопасности  $f=1,5$ .

За величину  $M^{аэр}$  следует принимать максимальный эксплуатационный (до уравнивания) шарнирный момент от аэродинамических сил, действующих на органы управления в рассматриваемых случаях их нагружения.

За величину  $M^{буст+доб}$  следует принимать максимальный момент, развиваемый бустером при номинальном давлении в гидросистеме и нулевой скорости перемещения

штока с учетом момента от ручки (штурвала, педали), от автоматических устройств. При двухкамерных бустерах следует рассматривать момент, развиваемый обеими камерами.

При определении  $M^{aэp}$  для управляемого стабилизатора во всех случаях нагружения положение центра давления хд следует рассматривать в диапазоне  $(x_{исп} - 0,03) < x_{д} < (x_{исп} + 0,03)$ ,

где,  $x_{исп}$  - значение  $x_{д}$ , определенное по результатам испытаний в аэродинамических трубах.

251. Для деталей управления рулем высоты (управляемым стабилизатором) эксплуатационную нагрузку на ручку (штурвал) управления (в месте приложения усилия пилота) следует принимать равной:

640 Н (65 кгс) при  $m_{взл} < 2500$  кг;

1180 Н (120 кгс) при  $m_{взл} > 10000$  кг.

Если управление рулем высоты (стабилизатором) осуществляется штурвалом, обод которого состоит из двух отдельных частей (рогов), то указанное выше усилие делится поровну между обоими рогами. Дополнительно рассматривается действие только на один рог усилия, равного 65 % указанного выше.

252. Эксплуатационную одностороннюю (на одну педаль) нагрузку от ноги пилота следует принимать равной:

880 Н (90 кгс) при  $m_{взл} < 2500$  кг;

1230 Н (125 кгс) при  $m_{взл} > 10000$  кг.

Нагрузку на педаль следует направлять по линии, соединяющей центр сидения с точкой приложения ноги к педали. Для двухсторонней нагрузки (одновременно на две педали) следует брать усилие, равное удвоенному усилию при односторонней нагрузке.

253. Нагрузка прикладывается к ручке в бок (в месте приложения усилия пилота) или при штурвальном управлении - вниз, по касательной к ободу штурвала с одной стороны. Эксплуатационную нагрузку на ручку следует принимать равной:

320 Н (32,5 кгс) при  $m_{взл} < 2500$  кг;

640 Н (65 кгс) при  $m_{взл} > 10000$  кг.

Эксплуатационную нагрузку на штурвал следует принимать равной:

640 Н (65 кгс) при  $m_{взл} < 2500$  кг;

780 Н (80 кгс) при  $m_{взл} > 10000$  кг.

Управление элеронами должно быть рассчитано также на эксплуатационные шарнирные моменты, полученные из испытаний в аэродинамических трубах в случаях

нагрузки элерона в неотклоненном положении, как указано в пункте 157 настоящих Норм.

Для ВС, у которых  $2500 \text{ кг} < m_{\text{взл}} < 10000 \text{ кг}$ , эксплуатационную нагрузку на ручку (штурвал, педаль) следует определять линейной интерполяцией между значениями эксплуатационных нагрузок на ручку (штурвал, педаль) при  $m_{\text{взл}} = 2500$  и  $10000 \text{ кг}$ .

В случае одновременного действия элеронами и рулями (стабилизатором), детали управления должны быть проверены на одновременное действие нагрузок при управлении:

рулем высоты (управляемым стабилизатором) и рулем направления;

рулем высоты (управляемым стабилизатором) и элеронами;

рулем направления и элеронами.

Величину этих нагрузок следует принять равной 75 % эксплуатационных нагрузок случаев изолированного нагружения.

В случае двойного управления, детали управления следует проверять на изолированное действие одного пилота.

Детали управления необходимо проверять на одновременное действие двух пилотов как в одну и ту же, так и в противоположные стороны. При этом нагрузку от каждого пилота следует принимать равной 75 % нагрузки.

В случае раздваивающегося участка проводки управления, прочность проводки управления элеронами, рулями высоты, рулями двухкилевого оперения и половинами стабилизатора, если они связаны между собой только элементами системы управления, должна быть дополнительно проверена на 65 % нагрузок и действующих от ручки (штурвала) педали до соответствующей (левой или правой) половины органа управления. Рассматривается отклонение элерона (руля, половины стабилизатора) от нейтрального положения в любую сторону. Если при уравнивании шарнирных моментов центр давления перемещается за 50 % хорды, то шарнирный момент и соответствующее усилие летчика принимаются исходя из того, что центр давления находится на 50 % хорды.

В случае дублированных участков проводки управления, прочность каждой ветви дублированной проводки управления проверяется на 65 % нагрузок.

Для деталей управления закрылками, предкрылками и другими поверхностями управления, эксплуатационную нагрузку следует определять как усилие на ручку (штурвал), вычисляемое в соответствии с эксплуатационным шарнирным моментом рассматриваемой поверхности управления и передаточным числом механизма управления. Эксплуатационная нагрузка не берется меньше  $320 \text{ Н}$  (32,5 кгс) при возможном действии на ручку только одной рукой и меньше  $640 \text{ Н}$  (65 кгс) при возможном действии на ручку двумя руками.



Детали управления следует дополнительно проверить на нагрузки, развиваемые приводом при заклинивании управляемой поверхности по одну сторону от оси симметрии ВС.

Коэффициент безопасности  $f = 1,3$ .

Для проверки прочности элементов проводки управления двигателем, кранами и другими агрегатами, управляемыми малыми рукоятками, эксплуатационное усилие от руки для этих рукояток берется не меньше  $147 \text{ Н}$  (15 кгс).

При управлении одним пилотом на каждую педаль торможения должна быть приложена эксплуатационная нагрузка:

$490 \text{ Н}$  (50 кгс) при  $m_{\text{взл}} < 2500 \text{ кг}$ ,

$690 \text{ Н}$  (70 кгс) при  $m_{\text{взл}} > 10000 \text{ кг}$  с линейной интерполяцией для промежуточных значений  $m_{\text{взл}}$ .

Точка приложения нагрузки - передняя кромка педали.

При двойном управлении дополнительно производится проверка прочности при действии двух пилотов, каждый из которых прикладывает 75 % указанных выше нагрузок.

Пневматические и гидравлические цилиндры, применяемые в системе управления для отклонения органов управления, уборки и выпуска посадочных закрылков, предкрылков, интерцепторов и других элементов, должны быть рассчитаны на прочность, предъявляемыми к элементам, частью которых они являются.

Кроме того, прочность этих цилиндров должна проверяться на случай максимального внутреннего давления ( $p^{\text{max}}$ ).

За  $p^{\text{max}}$  следует принимать максимальное возможное давление в цилиндре; при наличии в цилиндре предохранительного клапана  $p^{\text{max}} = 1,15 p_{\text{кл.раб}}$ , где,  $p_{\text{кл.раб}}$  - рабочее давление в цилиндре при наличии клапана.

Для проверки герметичности силовые цилиндры должны подвергаться контрольному опрессовочному давлению по специальным техническим условиям. При этом величина опрессовочного давления должна быть не меньше  $p^{\text{max}}$ . Коэффициент безопасности по отношению к опрессовочному давлению должен быть не меньше чем  $f = 1,50$ .

## **Параграф 9. Случай нагружения воздушного винта**

254. Воздушный винт ВС, включая лопасть и силовые элементы втулки и управления шагом винта, узел заделки лопастей, корпус втулки с деталями крепления и элементы управления, передающие усилия от лопасти к цилиндрической группе воздушного винта, должны соответствовать требованиям настоящей главы.

Степень применимости этих требований к винтам специального назначения или винтам необычной конструкции (например, с шарнирным креплением лопастей к втулке) устанавливается изготовителем по согласованию с компетентным органом государства-изготовителя.

Статическая прочность воздушного винта должна проверяться на нагрузки случаев нагружения, которые могут быть расчетными для рассматриваемых элементов конструкции.

При этом могут быть использованы результаты статических испытаний прототипа или образцов.

Во всех случаях нагружения воздушного винта коэффициент безопасности должен приниматься равным  $f = 2,00$ . Указанная величина коэффициента безопасности может быть уменьшена, если соответствующими исследованиями будет подтверждена возможность такого снижения.

В элементах конструкции воздушного винта, подвергнутых поверхностному упрочнению, при эксплуатационной нагрузке не должно возникать местное пластическое состояние, приводящее к разупрочнению.

255. Нагружение воздушного винта должно быть рассмотрено в следующих случаях :

$A_d$  или  $A'_d$  в зависимости от того, для какого из них  $aq$  больше;

$D_d$  или  $D'_d$  в зависимости от того, для какого из них  $|aq|$  больше. Эти случаи нагружения следует рассматривать только для ВС с отрицательным углом заклинения гондол двигателей;

$M_d$  ;

полет в беспокойном воздухе, если  $|aq|$  для него больше, чем в соответствующих маневренных случаях нагружения;

полет со скольжением;

комбинированное действие поступательных и угловых ускорений.

Здесь  $a$  и  $q$  - соответственно угол атаки воздушного винта и скоростной напор в рассматриваемых случаях нагружения.

256. При расчете нагрузок на воздушный винт и его элементы необходимо:

частоту вращения воздушного винта и мощность двигателя следует принимать наибольшими из возможных в рассматриваемом случае нагружения;

в случае  $M_d$  при работающем двигателе дополнительно необходимо учитывать воздействие бокового ветра, имеющего скорость 15 м/с.

Если Руководством по летной эксплуатации допускается большая скорость ветра, то при расчете должно быть принято это ее значение. При остановившемся двигателе необходимо рассматривать весь режим торможения (от начала торможения до момента достижения максимальной отрицательной тяги).

Случаи нагружения воздушных винтов могут быть уточнены на основании результатов расчета маневра или движения ВС при воздействии однократного порыва. Параметры режимов полета должны выбираться таким образом, чтобы создавались наиболее тяжелые условия нагружения воздушного винта.

257. Используемый метод определения нагрузок, действующих на лопасть и другие элементы воздушного винта, должен учитывать упругие колебания лопастей, влияние кривой обдувки и кориолисовы силы, вызванные вращением ВС относительно нормальной и поперечной осей.

Величины напряжений в элементах воздушного винта следует определять с учетом аэродинамического влияния фюзеляжа и крыла на основании результатов испытаний динамически подобной модели винта в аэродинамической трубе. На основании анализа спектра частот собственных изгибных и крутильных колебаний лопасти в эксплуатационном диапазоне частот вращения винта должно быть показано отсутствие опасных в отношении прочности явлений резонанса.

#### **Параграф 10. Особый случай нагружения элементов конструкции ВС**

258. Нагрузки, приходящиеся на тот или иной узел крепления приборов, оборудования, баков и других грузов, а также на грузовой пол от действия этих грузов, следует определять в соответствии с установленным для данного ВС расположением этих грузов и способами их крепления для всех вариантов загрузки ВС.

Расчетные перегрузки в центре тяжести грузов необходимо определять в соответствии со всеми рассматриваемыми для ВС расчетными полетными и посадочными случаями с учетом инерционных сил поступательного и вращательного движений.

Кроме того, для проверки прочности крепления приборов, оборудования, баков и других грузов, находящихся в фюзеляже, должен быть рассмотрен случай аварийной посадки. В этом случае следует принимать, что в центре тяжести груза действуют расчетные нагрузки, соответствующие следующему диапазону перегрузок:

для продольной нагрузки - от 0 (нуля) до 9 при направлении нагрузки вперед и от 0 (нуля) до 1,5 при направлении нагрузки назад;

для нормальной нагрузки - от 0 (нуля) до 4 при направлении нагрузки вниз и от 0 (нуля) до 2 при направлении нагрузки вверх;

для боковой нагрузки - от + 2,25 до - 2,25.

Должны быть рассмотрены разные комбинации нагрузок, каждая из которых имеет одно из указанных направлений и величину, изменяющуюся от нуля до приведенных выше значений, однако результирующая нагрузка не должна превышать значения, соответствующего суммарной перегрузке равной 9. Для крепления грузов,

перевозимых на ВС без пассажиров, по согласованию между изготовителем и компетентным органом государства-изготовителя, могут быть приняты пониженные значения перегрузок.

Для грузов, расположенных таким образом, что при отрыве они не могут нанести повреждения пассажирам и экипажу или воспрепятствовать покиданию ВС (например, в отсеках, находящихся ниже или впереди помещений для пассажиров и экипажа), случай аварийной посадки не рассматривается.

259. Прочность частей конструкции ВС, где могут находиться люди при обслуживании на стоянке, должна проверяться на расчетную местную нагрузку, равную  $1760\text{ Н}$  (180 кгс).

260. Эксплуатационные нагрузки для кресел, спальных мест, привязных ремней и их креплений, а также для тех частей кабин и переходов, в которых могут находиться члены экипажа и пассажиры во время полета и посадки, следует определять в соответствии со всеми рассматриваемыми для ВС полетными и посадочными случаями с учетом инерционных сил поступательного и вращательного движений при коэффициентах безопасности, принятых для этих случаев.

Кроме того, прочность кресел, спальных мест, привязных ремней и их креплений должна быть проверена на случай аварийной посадки.

261. Для основных стыковых и разъемных узлов и ушек необходимо предусмотреть дополнительный коэффициент безопасности

$$f_{\text{доп}} = 1,25.$$

К ответственным отливкам, т.е. к отливкам тех деталей, разрушение которых препятствует безопасному завершению полета или посадке ВС, следует применять дополнительные коэффициенты безопасности:

1)  $f_{\text{доп}} = 1,50$ , если 100 % отливок подвергаются:

визуальному контролю;

контролю магнитным или капиллярным методом или другим эквивалентным методом неразрушающего контроля;

радиационному контролю;

2)  $f_{\text{доп}} = 1,25$ , если кроме проверок по "а" 3 образца литых деталей показали достаточную прочность при  $f_{\text{доп}} = 1,25$  и достаточную жесткость при эксплуатационной нагрузке.

К остальным отливкам следует применять дополнительные коэффициенты безопасности:

$f_{\text{доп}} = 2,00$ , если 100 % отливок подвергаются только визуальному контролю;

$f_{\text{доп}} = 1,50$ , если 100 % отливок подвергаются:

визуальному контролю;

контролю магнитным или капиллярным методом или другим эквивалентным методом неразрушающего контроля;

3)  $f_{\text{доп}} = 1,25$ , если 100 % отливок подвергаются:

визуальному контролю;

контролю магнитным или капиллярным методом или другим эквивалентным методом неразрушающего контроля;

радиационному контролю.

262. Величины местных нагрузок в зависимости от расположения съемных элементов (участков) поверхности ВС (крышки и створки люков, зализы, обтекатели) должны определяться испытаниями модели в аэродинамической трубе при числах  $M$  и углах атаки, соответствующих случаям  $A'$ ,  $B$ ,  $C$ ,  $B'$ , "полету в неспокойном воздухе", а также на режиме полета со скольжением при углах скольжения, найденных при определении нагрузок на вертикальное оперение.

Коэффициент безопасности  $f = 2,00$ .

Кроме того, прочность всех крышек и створок люков, открывающихся в полете, необходимо проверять при полностью открытых люках. Величины нагрузок определяются по испытаниям в аэродинамических трубах при числе  $M$  и углах атаки и скольжения, соответствующих режимам, на которых может производиться полет с открытым люком.

Коэффициент безопасности  $f = 2,00$ .

263. Прочность узлов крепления тормозного парашюта следует проверять на нагрузку  $P_{\text{max м.п}}$  - максимальная динамическая сила, которая возникает при раскрытии тормозного парашюта на максимальной разрешенной скорости его применения. Направление силы принимается в конусе с образующей, составляющей угол  $150^\circ$  с направлением потока.

264. Прочность кронштейнов органов управления и самих органов управления должна быть проверена на действие инерционной нагрузки, направленной вдоль оси вращения и определяемой исходя из следующих перегрузок:

$n^3 = 24$  - для вертикально расположенных органов управления;

$n^3 = 12$  - для горизонтально расположенных органов управления.

Прочность противоблаттерных балансиров и их креплений должна быть проверена на инерционные нагрузки, возникающие при упругих колебаниях ВС при его полете в неспокойном воздухе.

Эксплуатационная перегрузка при определении инерционных нагрузок на балансиры должна быть не менее:

в вертикальной плоскости  $+3,0n^3_y$ ;

в горизонтальной плоскости  $+6,0$ .

Здесь,  $n_y^{\text{э}}$  - большее значение из  $n_y^{\text{э}} \max(a)$  и  $n_y^{\text{э}} \max(a)$ .

## **Параграф 11. Особый случай нагружения, поднятие ВС**

265. Рассматриваются следующие случаи:

поднятие ВС или его агрегатов стропами, расчетная перегрузка 4,0;

поднятие ВС на домкратах, расчетная перегрузка 2,0.

В последнем случае вертикальные нагрузки, соответствующие указанной перегрузке, должны быть рассмотрены также совместно с горизонтальными нагрузками, действующими в любом направлении и соответствующими расчетной перегрузке 0,25. При этом горизонтальные составляющие нагрузок в точках опор домкратов распределяются пропорционально вертикальным и уравниваются инерционными силами так, чтобы вертикальные нагрузки не изменились.

За расчетную массу ВС должна быть принята максимальная масса, разрешенная для того или другого способа поднятия ВС. Данные величины должны быть занесены в Руководство по летной эксплуатации.

## **Параграф 12. Особый случай нагружения, нагрузки от ветра на стоянке**

266. Во всех приведенных случаях нагружения ВС при стоянке следует считать, что ВС находится в нормальном стояночном положении и может обдуваться в горизонтальной плоскости с любой стороны, а в вертикальной плоскости - в диапазоне углов  $+15^{\circ}$  относительно горизонтальной плоскости.

Следует принять, что ВС расчленен и его органы управления застопорены в нейтральном положении. Должно быть рассмотрено действие ветра со скоростью  $V_B$ , равной 40 м/с.

При скорости ветра 15 м/с следует рассмотреть нагружение незастопоренных (свободных) рулей и элеронов.

Дополнительно при скорости ветра 15 м/с должен быть рассмотрен динамический эффект действия ветра, когда орган управления движется от нейтрального положения и ударяется об ограничитель крайнего положения.

при отсутствии противодействующего усилия пилота, если в Руководстве по летной эксплуатации нет указаний пилоту о необходимости такого действия. Если такие указания имеются, то при рассмотрении движения рулей (элеронов) разрешается учитывать противодействие пилота (при выключенных гидроусилителях), усилие пилота принимается равным  $0,5 p^{\text{э}}$ , где  $p^{\text{э}}$  - усилие на элероны.

На указанные случаи должны быть рассчитаны и приспособления для стопорения рулей и элеронов, а также узлы крепления элементов расчаливания к ВС.

Если органы управления застопорены не в нейтральном положении, то при определении нагрузок на органы управления и шарнирных моментов следует принимать значения  $c_y$  и

$$x_{ч.д}$$

----- не те, которые задаются, а значения, полученные из

$b$

эксперимента в аэродинамических трубах или из расчета при соответствующих углах отклонения органов управления. Здесь  $x_{ч.д}$  - расстояние от передней кромки органа управления до центра давления,  $b$  - хорда органа управления.

267. В случае нагружения крыла:

элероны - в нейтральном положении;

при симметричном нагружении:

направление ветра - спереди,  $V_B = 40$  м/с,  $c_y = c_{y \max}$ ,

положение центра давления как в случае А;

при несимметричном нагружении:

нагрузку следует определять так же, как в случае симметричного нагружения, но при этом необходимо принимать, что одна половина крыла не нагружена.

268. В случае нагружения элеронов, закрылков:

при симметричном нагружении:

элероны - в нейтральном, а закрылки - в убранном положении;

направление ветра - сзади,  $V_B = 40$  м/с;

следует принять коэффициент нормальной силы собственно элеронов и закрылков  $c_{п} = 1,5$  и положение центра давления

$x_{ч.д}$

----- = 0,55;

$b$

при несимметричном нагружении:

нагрузку следует определять так же, как в случае симметричного нагружения, но при этом необходимо принимать, что нагружен элерон и закрылок только на одной половине крыла;

следует рассматривать свободные элероны в отклоненном положении в любую сторону до упора;

направление ветра - сзади;  $V_B = 15$  м/с.

Коэффициент нормальной силы  $c_{п} = 1,5$ ; положение центра давления

$x_{ч.д}$

0 ----- = 0,55.

b

269. В случае нагружения горизонтального оперения:

рули в нейтральном положении;

направление ветра - спереди;  $V_B = 40$  м/с. Следует рассмотреть нагружение горизонтального оперения, для которого нужно принять коэффициент нормальной силы  $c_n = 1,2$  и

положение центра давления

$x_{ч. d}$

$$0 \text{ -----} = 0,25;$$

b

направление ветра - сзади;  $V_B = 40$  м/с. Следует рассмотреть нагружение рулей высоты, для которых нужно принять коэффициент нормальной силы  $c_n = 1,5$  и положение центра давления

$x_{ч. d}$

$$0 \text{ -----} = 0,55;$$

b

следует рассмотреть свободные рули в отклоненном положении в любую сторону до упора;

направление ветра - сзади;  $V_B = 15$  м/с;

коэффициент нормальной силы  $c_n = 1,5$ ; положение центра давления

$x_{ч. d}$

$$\text{-----} = 0,55.$$

b

В случае нагружения вертикального оперения:

руль направления в нейтральном положении;

направление ветра - сбоку;  $V_B = 40$  м/с;

следует рассмотреть нагружение вертикального оперения, для которого нужно принять коэффициент нормальной силы  $c_n = 2,0$  и положение центра давления  $V_B = 0,40$ ;

направление ветра - сзади;  $V_B = 40$  м/с;

следует рассмотреть нагружение руля направления, для которого нужно принять коэффициент нормальной силы  $c_n = 1,7$  и положение центра давления

$x_{ч. d}$

$$\text{-----} = 0,55;$$

b



следует рассмотреть свободный руль направления в отклоненном положении в любую сторону до упора;

направление ветра - сзади;  $V_B = 15$  м/с;

коэффициент нормальной силы  $c_{\text{сп}} = 1,7$ ; положение центра давления

$x_{\text{ч. d}}$

----- = 0,55.

b

270. В случае нагружения системы расчаливания: величины усилий в элементах расчаливания следует определять из условия равновесия следующих сил, действующих на ВС:

эксплуатационных воздушных нагрузок от ветра;

силы тяжести ВС;

реакции земли в точках опоры;

сил в элементах расчаливания.

### **Параграф 13. Особый случай нагружения, буксировка ВС по аэродрому**

271. Приведенные требования обеспечивают прочность ВС в случае его буксировки по аэродрому при следующих условиях:

скорость буксировки не должна превышать 10 км/ч на грунтовых взлетно-посадочных полосах (при прочности грунта, установленной для взлета и посадки ВС) и 20 км/ч на бетонированных взлетно-посадочных полосах;

угол наклона любой из рулежных дорожек аэродрома, по которым буксируется ВС, не должен превышать  $+3^{\circ}$ ;

при поворотах ВС угол отклонения буксирной тяги от плоскости симметрии ВС в плане не должен превышать  $+30^{\circ}$ ;

буксировка может производиться как на гибкой, так и на жесткой тяге. В случае если в Руководстве по летной эксплуатации предусматриваются условия буксировки, отличные от указанных, требования к прочности должны быть уточнены изготовителем

272. Рассматриваются следующие случаи нагружения:

1) на буксирное приспособление, находящееся в рабочем положении для буксировки, действует вдоль его оси параллельно поверхности аэродрома сила  $p^{\text{э}}$ , величина которой определяется из условия поглощения амортизацией буксирного приспособления заданной работы  $A$ , если нет других соображений, которые заставляли бы принять для силы  $p$  большее значение.

При буксирном приспособлении с жесткой тягой работа  $A$  должна поглощаться как при растяжении, так и при сжатии тяги, и соответственно, буксирное приспособление должно рассчитываться для обоих направлений силы  $P^3$ .

Для проверки прочности конструкции шасси и ВС необходимо учитывать стояночную нагрузку, действующую на стойку, и усилие, приходящееся на стойку от буксирного приспособления, в зависимости от способа буксировки.

Если буксировка производится одновременно за носовую и основные стойки шасси, прочность каждой стойки шасси в отдельности должна быть проверена на изолированное действие сил, равных 70 % усилий, указанных в настоящем пункте;

2) на буксирное приспособление, находящееся в рабочем положении для буксировки за носовую стойку, действует боковая сила  $F^3$ , прикладываемая в горизонтальной плоскости под прямым углом к продольной оси приспособления в точке его соединения с буксировщиком. Этот случай следует рассматривать только при буксировке жесткой тягой.

Величину силы  $F^3$  следует определять по формуле:

$$F^3 = \pm + 0,05 P^3 \text{ (} P^3 \text{ см. подпункт 1) пункта 272 настоящих Норм),}$$

Однако:

если механизм управления или демпфер шимми снабжены предохранительным клапаном,  $F^3$  принимается не более усилия, которое на длине буксирного приспособления создает момент  $M_{y \max}$ ;

если буксировка ВС производится только при работе системы управления носовой стойкой в режиме свободного ориентирования и об этом имеется соответствующая запись в Руководстве по летной эксплуатации, то величина силы  $F^3$  выбирается исходя из потребного момента для разворота носовой стойки на земле.

Для проверки прочности конструкции шасси и ВС от действия боковой силы следует рассматривать два варианта нагружения:

действует боковая сила  $F^3$  и стояночная нагрузка на стойку;

одновременно с боковой силой  $F^3$  и стояночной нагрузкой на стойку действует сила  $P^3$ .

273. В конструкции буксирного приспособления должны быть предусмотрены предохранительные устройства. Величины разрушающих нагрузок для предохранительных устройств следует принимать не более эксплуатационных нагрузок. При буксирном приспособлении с жесткой тягой предохранительные устройства должны работать как при растяжении, так и при сжатии.

#### **Параграф 14. Случай динамического нагружения ВС в беспокойном воздухе**

274. Прочность ВС должна быть рассмотрена с учетом динамического действия нагрузок при полете в беспокойном воздухе и посадке.

275. Должны быть рассмотрены все высоты и скорости полета вплоть до  $V_{\max \max}$  и весь диапазон полетных масс ВС при соответствующих эксплуатационных центровках и при наиболее неблагоприятной загрузке ВС в отношении прочности той или иной его части. Следует рассмотреть действие однократного вертикального (восходящего или нисходящего) порыва с линейным участком нарастания интенсивности.

Принимается длина участка нарастания  $L > 30$  метров. Значение максимальной интенсивности порыва следует определять исходя из того, чтобы максимальное значение приращения перегрузки в поперечном сечении фюзеляжа, проходящем через центр тяжести ВС, равнялось  $\Delta n$ .

Однако индикаторная скорость порыва не должна превосходить полуторакратное предельное значение.

276. Следует рассмотреть динамическое действие непрерывной атмосферной турбулентности в вертикальном и боковом направлениях.

Максимальное эксплуатационное приращение любого вида нагрузки  $\Delta$  (изгибающие моменты, местные перегрузки) в вертикальном и боковом направлениях, дополнительной к ее значению в горизонтальном полете, следует определять расчетным путем.

#### **Параграф 15. Случай динамического нагружения ВС при посадке**

277. Должна быть рассмотрена посадка ВС на основное шасси с учетом раскрутки колес в положении среднем между указанным для случаев  $E_{\text{ш}}^{\text{пос}}$  и  $E'_{\text{ш}}$  при вариантах загрузки, соответствующих посадочной и взлетной массе. Следует принять, что в начальный момент времени подъемная сила равна силе тяжести ВС. Расчет следует проводить при двух значениях работы, которую должна поглощать амортизационная система ВС при  $A^{\text{э}}$  и  $A_{\max}$ .

При поглощении амортизационной системой эксплуатационной работы  $A^{\text{э}}$  следует рассматривать посадку с  $m_{\text{пос}}$  при двух значениях коэффициента трения пневматика о поверхность взлетно-посадочной полосы  $u = 0$  и  $u = 0,8$ . При поглощении амортизационной системой максимальной работы  $A_{\max}$  следует рассматривать посадку с  $m_{\text{пос}}$  и  $m_{\text{взл}}$  при двух значениях коэффициента трения  $u = 0$  и  $u = 0,5$ .

#### **Параграф 16. Требования к обеспечению безопасности от флаттера, дивергенции, реверса органов управления, аэроупругих колебаний системы "ВС - система автоматического управления" и шимми**

278. Необходимо проводить специальные исследования (расчеты, испытания моделей, частотные испытания планера и систем автоматического управления, летные испытания) по обеспечению безопасности ВС от флаттера, дивергенции, реверса органов управления, аэроупругих колебаний системы "ВС - система автоматического управления" и шимми. Объем этих исследований устанавливается изготовителем.

279. Во всем диапазоне полетных масс ВС и на всех высотах полета возможность возникновения флаттера должна быть исключена вплоть до скорости  $V_{\max \max}$ , увеличенной в 1,2 раза. Это требование должно выполняться как при исходном варианте конструкции, так и при изменении некоторых ее параметров, влияющих на критическую скорость флаттера.

Перечень этих параметров и степень их изменения устанавливается изготовителем на основе опыта обеспечения безопасности от флаттера аналогичных конструкций и по результатам проведения специальных исследований.

Если в результате проведенных исследований имеет место одно из следующих условий:

флаттер возникает при скорости полета менее  $1,25 V_{\max \max}$ ;

схема ВС необычна, либо имеется резкая зависимость критической скорости флаттера от определяющего параметра;

имеется необъясненное несоответствие между результатами расчетов и экспериментальных исследований, необходима летная проверка безопасности ВС от флаттера.

280. На всех высотах критическая скорость дивергенции должна удовлетворять условию

$$V_{\text{кр.див}} > 1,2 V_{\max \max}.$$

281. На всех высотах полета критическая скорость реверса органов управления должна удовлетворять следующим условиям:

$$V_{\text{кр.див}} > 1,2 V_{\max \max} \text{ при } V_{\max \max} < 600 \text{ км/ч};$$

$$V_{\text{кр.див}} > 1,2 V_{\max \max} + 100 \text{ км/ч при } V_{\max \max} > 600 \text{ км/ч}.$$

При скорости  $V_{\max \max} > 600$  км/ч разрешается принимать меньший запас, если возможность уменьшения запаса обоснована результатами летных исследований.

282. Во всем диапазоне полетных масс ВС и на всех высотах и скоростях вплоть до  $V_{\max \max}$  должны быть обеспечены запасы аэроупругой устойчивости системы "ВС - система автоматического управления" по модулю годографа частотной характеристики разомкнутого контура не менее 3,0 и по фазе не менее 90°. Если запас по модулю или по фазе менее указанного, безопасность полета от аэроупругих колебаний системы "ВС - система автоматического управления" должна быть подтверждена летными испытаниями.

283. Во всем диапазоне возможных масс и скоростей движения ВС по взлетно-посадочной полосе при взлете и посадке должно быть обеспечено отсутствие шимми колес шасси.

Отсутствие шимми должно быть подтверждено расчетами и испытаниями стоек шасси на копре с подвижной опорой. Испытания по решению изготовителя разрешается не проводить, если расчетами или специальными измерениями в процессе летных испытаний будет убедительно доказана безопасность от шимми.

## **Глава 6. Конструкции ВС**

**Сноска. Заголовок главы 6 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).**

### **Параграф 1. Компоновка кабины экипажа**

284. Требования настоящей главы распространяются на компоновку кабины экипажа.

Компоновка кабины должна обеспечивать членам экипажа при заданном его составе:

удобное размещение всех членов экипажа в кабине с соблюдением антропометрических требований;

возможность эффективно выполнять функциональные обязанности на всех режимах полета, предусмотренных Руководством по летной эксплуатации.

285. Для каждого члена экипажа должно быть предусмотрено наличие рабочего места. Рабочие места пилотов должны располагаться в передней части кабины, причем командира ВС - слева. На ВС, в состав экипажа которых кроме пилотов входит бортинженер, его рабочее место должно размещаться или у правого борта, или между рабочими местами пилотов.

Размещение членов экипажа спиной к направлению полета не допускается.

Если Руководством по летной эксплуатации предусматривает деятельность бортинженера на его рабочем месте как у правого борта, так и между рабочими местами пилотов, то ему должны быть обеспечены:

удобство работы на обоих рабочих местах;

удобство перемещения с одного рабочего места на другое без необходимости отстегивать привязные ремни.

286. Пилотам должен быть обеспечен незатененный, неискаженный и достаточно широкий обзор из кабины, обеспечивающий удобство пилотирования при всех маневрах и на всех режимах в ожидаемых условиях эксплуатации. Рабочие места обоих пилотов должны иметь средства, обеспечивающие контроль нахождения глаз пилотов в

условном положении на линии визирования. Должны быть исключены блики и отражения, если они затрудняют обзор внутри и внекабинного пространства, днем и ночью в зависимости от ожидаемых условий эксплуатации. Устройства, предназначенные для очистки поверхности лобового стекла от атмосферных осадков, должны обеспечивать достаточный обзор внекабинного пространства.

287. Все надписи в кабине должны располагаться у тех элементов (рукояток, тумблеров), к которым они относятся, и быть хорошо видимы и различимы днем и ночью в зависимости от ожидаемых условий эксплуатации. Текстовые сокращения надписей не должны допускать неоднозначность толкования их смысла.

## **Параграф 2. Размещение органов управления ВС, силовой установкой и оборудованием на рабочих местах экипажа**

288. Все органы управления ВС, силовой установкой и оборудованием, размещаемые на рабочих местах членов экипажа и используемые ими в полете, должны быть достигаемы для них и видимы с их рабочих мест без необходимости отстегивать привязные ремни.

289. Наиболее часто используемые органы управления, в том числе органы управления, используемые во время наиболее сложных этапов полета (например, для пилотов - при заходе на посадку и посадке), а также в сложной и аварийной ситуациях должны располагаться в наилучших, с точки зрения достигаемости и обзора, зонах рабочей области каждого члена экипажа. При этом расположение органов управления должно быть выбрано так, чтобы на этапах взлета, захода на посадку, посадки и ухода на второй круг для выполнения действий по Руководству по летной эксплуатации пилотам не требовалась смена рук на штурвалах.

Органы управления, установленные на рукоятках штурвала второго пилота, должны располагаться "зеркально" по отношению к их расположению на рукоятках штурвала первого пилота.

290. В отдельных случаях резервные (аварийные) органы управления (рычаги, переключатели, предохранители) допускается размещать вне рабочих мест пилотов только при наличии в составе экипажа лица, свободного от пилотирования.

291. Органы управления, практически непрерывно используемые членами экипажа в полете (для пилотов - штурвал, педали, рычаги управления двигателями) должны быть расположены, а также перемещаться относительно кресел экипажа с соблюдением антропометрических требований и минимальной утомляемости в процессе управления.

292. Расположение органов управления, форма и размеры их рукояток должны обеспечивать быстрое их опознавание и безошибочные действия во всех режимах полета и особых ситуациях.

Разные по назначению органы управления должны отличаться друг от друга (например, формой, цветом). Рукоятки аварийных органов управления или их защитные

устройства должны быть окрашены в красный цвет. Допускается его сочетание с другим цветом.

293. При размещении в кабине органов управления, случайное перемещение которых может привести к особым ситуациям, необходимо предусматривать меры, исключающие возможность произвольного (случайного) изменения их положения. Для этого необходимо устанавливать блокировочные устройства, которые не должны мешать пользоваться органами управления и затруднять их опознавание.

294. Рукоятки органов управления, используемые в полете несколькими членами экипажа, должны размещаться в общей для них зоне кабины, либо устанавливаться на рабочих местах тех членов экипажа, в функции которых входит управление этими рукоятками.

295. Органы управления, используемые каждым членом экипажа, должны быть расположены относительно его кресла таким образом, чтобы обеспечивалось необходимое полное и беспрепятственное перемещение каждого органа управления без какого-либо отрицательного влияния на это перемещение конструкции кабины, возможных комбинаций положений других органов управления и одежды членов летного экипажа.

296. Одинаковые органы управления разных двигателей (например, рычаги управления двигателями, рычаги управления реверсивными устройствами двигателей, рычаги останова двигателей), а также одинаковые органы управления резервированных систем должны быть расположены, а их рукоятки выполнены таким образом, чтобы исключить неоднозначность определения их принадлежности к данному двигателю или части резервированной системы.

Взаимное положение рычагов управления двигателями и рычагов управления реверсивными устройствами двигателей должно обеспечивать возможность управления одноименными рычагами как всеми вместе, так и каждым в отдельности (пункт 1207 настоящих Норм).

297. Направление перемещения органов управления должно соответствовать действию, которое они оказывают на ВС, и находиться в зрительном и функциональном соответствии с показаниями индицирующих приборов.

Рукоятки органов управления, приводимые в действие вращательным движением, должны перемещаться по часовой стрелке из выключенного положения до полностью включенного (кроме гидравлических, кислородных и воздушных кранов).

Направление перемещения основных органов управления должно соответствовать следующим требованиям:

- 1) руль высоты - штурвал (колонка) назад (на себя) - кабрирование;
- 2) элероны - штурвал направо по часовой стрелке - правый крен;
- 3) руль направления - правая педаль вперед - правый разворот;
- 4) стабилизатор - переключатель вперед (вверх) - пикирование;

5) рычаг управления двигателем - назад (на себя) - уменьшение прямой тяги (мощности);

6) рычаг управления реверсом двигателя - назад (на себя) - увеличение обратной тяги (мощности);

7) шасси - рычаг управления вниз, назад (на себя) - выпуск; при кнопочном управлении выпуском шасси: передняя кнопка - уборка; задняя кнопка - выпуск;

8) закрылки, предкрылки - рычаг управления вниз, назад (на себя) - выпуск.

### **Параграф 3. Пассажирские кабины, багажно-грузовые отсеки и грузовые кабины ВС**

298. Пассажирские кабины, багажно-грузовое и грузовое оборудование, должны соответствовать требованиям настоящих Норм.

299. Багажно-грузовые отсеки и грузовые кабины должны оборудоваться средствами крепления (швартовки) багажа и груза, отвечающими требованиям настоящих Норм.

300. Технологические люки в пассажирской кабине, доступные пассажирам, должны открываться только специальным приспособлением (инструментом).

301. Конструкция полов в буфетах, кухнях, туалетах и вестибюлях (в районе входных дверей) должна быть влагонепроницаемой.

302. Системы водоснабжения и канализации, установленные на ВС, должны быть изготовлены из коррозионностойких материалов, и исключать попадание влаги в конструкцию, агрегаты и коммуникации ВС. Система водоснабжения не должна ухудшать качество воды (заправленной).

303. Полы багажно-грузовых отсеков и грузовых кабин ВС должны оборудоваться средствами защиты, сводящими к минимуму возможность проникновения жидкости из этих отсеков и кабин в другие отсеки ВС.

Должна быть предусмотрена возможность контроля и удаления жидкости и влаги при случайном их попадании на конструкцию ВС. Агрегаты и коммуникации в зоне багажно-грузовых отсеков должны быть защищены от попадания жидкости и влаги.

304. Входные двери, аварийные выходы и загрузочные люки должны оборудоваться запирающими устройствами, исключающими самопроизвольное, а также и непреднамеренное их открытие.

305. Входные двери, аварийные выходы и загрузочные люки должны оборудоваться сигнализацией закрытого (открытого) положения, а также индикацией положения запирающих устройств.

### **Параграф 4. Материалы и технология**



306. Материалы, применяемые для изготовления ВС, его систем и агрегатов, должны быть выбраны с учетом ожидаемых условий эксплуатации, и соответствовать установленным для них нормам. Выбранные материалы должны сохранять механические, антикоррозионные, физические и другие свойства, обеспечивающие надежность и долговечность работы деталей и элементов конструкции в течение назначенного для них ресурса и календарного срока службы.

307. Технологические процессы изготовления элементов конструкции ВС должны быть стабильными и обеспечивать постоянство характеристик деталей и узлов, влияющих на работоспособность в пределах установленных ресурсов и сроков службы в ожидаемых условиях эксплуатации.

308. Конструкционные и декоративно-отделочные неметаллические материалы в кабинах пассажиров и членов экипажа должны быть трудносгораемыми или самозатухающими. Не следует применять материалы, выделяющие значительное количество токсичных продуктов при воздействии пламени.

309. В процессе эксплуатации декоративно-отделочные, конструкционные неметаллические материалы кабин и системы кондиционирования воздуха не должны выделять вредных продуктов в количествах, превышающих требования по составу воздуха в кабинах.

310. Материал, используемый для изготовления остекления, в случае разрушения не должен образовывать опасных осколков. Материал, который внезапно может стать непрозрачным, не должен использоваться для остекления кабины экипажа.

## **Параграф 5. Работы агрегатов ВС**

311. Требованиям параграфа 5 главы 6 и параграфа 8 главы 17 настоящих Норм распространяются на следующие функциональные системы ВС:

управления;

шасси;

торможения колес;

гидравлические и пневматические;

жизнеобеспечения (герметические кабины, регулирования давления в кабине, кондиционирования, кислородное оборудование);

противообледенительные;

сбора полетной информации;

защиты ВС от атмосферного электричества.

Требования распространяются также на аварийно-спасательное оборудование ВС, эксплуатационную технологичность конструкции, конструкционные материалы, пассажирские кабины и багажно-грузовые отсеки.

312. Конструкция ВС, его систем и агрегатов должна соответствовать общим требованиям.

313. Требования, изложенные в параграфе 3 глав 5 и в параграфе 8 главы 17 настоящих Норм, должны обеспечиваться в ожидаемых условиях эксплуатации. При этом работоспособность агрегатов, функциональных систем должна быть обеспечена в условиях внешних воздействий, имеющих место на ВС в процессе эксплуатации ВС в полете и на земле.

314. Трубопроводы, агрегаты и другие элементы систем должны:  
обеспечиваться средствами контроля всех крепежных деталей;  
соединяться арматурой, обеспечивающей необходимую герметичность соединений, в соответствии с эксплуатационной документацией.

315. Конструкция трубопроводов и их элементов функциональных систем ВС должна:

1) выдерживать без потери нормированной герметичности нагрузки от давления и пульсаций рабочего тела системы, вибрации, монтажные и температурные напряжения, деформации конструкции планера, инерционные силы, которые действуют на трубопроводы и их элементы в ожидаемых условиях эксплуатации ВС в пределах установленного для этих трубопроводов назначенного ресурса;

2) подвергаться испытаниям на герметичность, плотность (опрессовке) и прочность.

Испытания на усталость отдельных трубопроводов и их элементов, отказ которых может привести к ситуации хуже усложнения условий полета, должны базироваться на нагрузках, действующих в реальной эксплуатации ВС, и учитывать как нагрузки от рабочего тела системы, так и внешние нагрузки;

3) иметь подтвержденный расчетом и (или) испытаниями на выносливость назначенный ресурс;

4) обеспечивать гарантированные зазоры с конструкцией ВС, ее подвижными элементами, а также иметь элементы, компенсирующие возможные деформации трубопроводов.

316. Все устройства, непреднамеренное срабатывание которых может привести к нежелательным последствиям (особой ситуации), должны быть защищены от их случайного срабатывания.

317. Системы дистанционного управления и контроля, их размещение и монтаж должны обеспечивать:

контроль работы управляемых объектов;

простоту управления в полете;

возможность перехода функциональной системы на любой режим работы, предусмотренный Руководством по летной эксплуатации;

надежное функционирование.

318. Шум в кабинах ВС не должен оказывать вредного воздействия на экипаж. В условиях полета должна быть обеспечена разборчивая речевая связь между членами экипажа на своих местах.

319. Потребляющие электроэнергию функциональные системы или их элементы (приемники) должны соответствовать требованиям настоящих Норм.

#### **Параграф 6. Требования к температурной прочности и статическим испытаниям**

320. ВС, подвергающихся сколько-нибудь значительным температурным воздействиям от двигателя, должна быть проверена с учетом влияния этих воздействий. Прочность панелей конструкции ВС, соприкасающихся с выходящей струей двигателя, должна быть определена с учетом влияния этой струи на величину нагрузок, а также с учетом влияния вызванных ею температур.

321. Статические испытания опытного и серийных ВС следует проводить по специальным программам.

322. В программу испытаний должны быть включены случаи нагружения, предусмотренные в параграфе 2 главы 5 настоящих Норм требованиями к прочности и являющимися расчетными для основных частей ВС, а также испытания всех частей и элементов конструкции летательного аппарата, для которых расчет на прочность не дает надежного решения.

323. В процессе статических испытаний при нагружении до 67% расчетных нагрузок должна проводиться тщательная тензометрия в объеме, достаточном для обследования напряженного состояния конструкции ВС.

324. Статические испытания частей ВС должны проводиться, как правило, до 100% расчетных нагрузок или до разрушения. Случаи нагружения, испытания на которые следует проводить до разрушения, выбираются на основе расчетов и опыта проектирования с учетом целесообразной очередности проведения статических испытаний различных частей ВС.

При необходимости проверки какой-либо части ВС при статических испытаниях на несколько расчетных случаев, в которых при 100 % расчетной нагрузки напряжения в отдельных элементах близки к разрушающим, следует доводить нагрузку до 100% в одном из расчетных случаев, а в остальных до 90-80 % расчетной нагрузки. При этом, когда испытания проводятся до 80 % расчетной нагрузки, напряженное состояние должно обследоваться путем тензометрии при нагрузках, превышающих 67 % расчетных.

325. Прочность тех панелей и элементов конструкции ВС, для которых расчет показывает существенное влияние повышенных температур, должна проверяться статическими испытаниями, как с нагревом, так и без нагрева.

#### **Параграф 7. Условия проведения испытаний**

326. При проведении статических испытаний необходимо нагружать распределенной нагрузкой несущую обшивку и все съемные элементы: крышки и створки люков, зализы и другие.

327. Перед началом испытаний должен быть произведен тщательный осмотр поверхности всех частей ВС и отмечены все имеющиеся производственные дефекты в виде вмятин, складок и неровностей.

328. Испытываемую конструкцию следует после предварительной обтяжки (до 40-50 % расчетной нагрузки) нагрузить до 67 % от расчетной (разрушающей) нагрузки, а затем разгрузить до первоначального состояния.

При этом после снятия нагрузки, равной 67 % расчетной, в силовых элементах конструкции не должно быть видимых остаточных деформаций. Последующее нагружение конструкции следует производить до нагрузок, указанных в программе для данного случая. При нагружении, по меньшей мере, до 90 % расчетной нагрузки в конструкции не должно быть местных разрушений, которые в полете при наличии воздушного потока могут привести к разрушению ВС.

Остаточные деформации, полученные при статических испытаниях, могут не приниматься во внимание при оценке прочности ВС, если будет доказано отсутствие каких-либо остаточных деформаций в конструкции данной части ВС при летных испытаниях с воспроизведением режимов, соответствующих случаю нагружения, при котором наблюдались остаточные деформации при статических испытаниях.

329. При эксплуатационной нагрузке для случая (случаев) нагружения, выбранного изготовителем и отраженного в программе испытаний, производится проверка отсутствия заеданий в системах управления при их функционировании.

330. При испытаниях опытных ВС и первых испытаниях серийных ВС должен быть произведен подробный анализ всех разрушений, имевших место в процессе испытаний, и с учетом сравнения свойств материала в местах разрушений с кондиционными и геометрических размеров, с указанными в чертежах, сделан вывод о достаточной прочности конструкции или о необходимости или желательности изменений в конструкции или в технологии изготовления.

При контрольных испытаниях серийной продукции анализ причин разрушений при нагрузке, большей или равной 100 % расчетной, разрешается не проводить.

#### **Параграф 8. Требования к обеспечению безопасности полета по условиям усталостной прочности конструкции**

331. Конструкция ВС должна быть такой, чтобы под воздействием повторяющихся в эксплуатации нагрузок и температур в течение определенной наработки ( назначенного ресурса) ее повреждения, которые могут непосредственно привести к катастрофической ситуации, были практически невероятными.

Удовлетворение этому требованию, помимо создания соответствующей конструкции ВС, должно обеспечиваться производственно-технологическими процессами изготовления и ремонта, техническим обслуживанием и соблюдением установленных правил и условий эксплуатации и подтверждаться результатами расчетов, исследованием фактических условий эксплуатации, в том числе действующих нагрузок, результатами лабораторных испытаний на выносливость и живучесть (безопасность повреждения) и опытом эксплуатации ВС данного типа и (или) ВС аналогичных типов.

При установлении ресурса должны учитываться влияние износа и возможное снижение прочностных характеристик конструкции, вызываемое температурными воздействиями, коррозией, а также другими изменениями свойств конструкции, связанными со временем, условиями эксплуатации и хранения. В процессе эксплуатации должен осуществляться систематический контроль состояния конструкции, обеспечивающий выявление контролируемых факторов, приводящих к недопустимому снижению усталостной прочности конструкции (коррозия, износ, случайные механические повреждения).

332. Ресурс конструкции ВС устанавливается по ресурсу конструктивных элементов, разрушение или появление повреждений в которых может непосредственно привести к катастрофической ситуации. Разрушения или повреждения в элементах конструкции, непосредственно не угрожающие безопасности полета, могут не приниматься во внимание при установлении ресурса всей конструкции.

Если для отдельных элементов конструкции, которые могут быть заменены в процессе эксплуатации, имеется свой ресурс, для конструкции в целом ресурс следует устанавливать без учета ресурса этих элементов.

333. Обеспечение достаточной выносливости ВС для опасных по усталостной прочности мест конструкции, устанавливаемых на основе расчетов и имеющегося опыта, должно предусматриваться (с учетом требуемого ресурса) уже на стадии проектирования. При этом должно быть обращено внимание на выбор соответствующего материала, общую напряженность конструкции, максимальное возможное снижение концентрации напряжений, рациональность технологии изготовления элементов конструкции и их сборки, надежность системы контроля качества изготавливаемой продукции, а также на максимальное повышение выносливости на основе использования соответствующих конструктивно-технологических мероприятий.

Эффективность мероприятий должна проверяться лабораторными испытаниями на выносливость отдельных конструктивных элементов (узлов, стыков, панелей, отсеков).

334. При проектировании ВС следует предусматривать меры, обеспечивающие живучесть (безопасное повреждение) основной силовой конструкции, а именно:

по возможности должны быть обеспечены условия осмотра или инструментального контроля основных силовых элементов конструкции в процессе эксплуатации ВС, особенно в местах повышенной концентрации напряжений и вероятных зонах возникновения усталостных повреждений;

должно быть обеспечено, возможно, более медленное развитие вероятных усталостных повреждений с тем, чтобы остаточная прочность и жесткость конструкции вплоть до момента падежного обнаружения повреждения при осмотре (инструментальном контроле) были достаточны для безопасной эксплуатации ВС;

для мест конструкции, недоступных для осмотра (инструментального контроля) в процессе эксплуатации либо характеризующихся неприемлемо высокой скоростью развития усталостных повреждений, а также для тех мест, усталостное повреждение которых может привести к опасным аэроупругим явлениям (флаттер, дивергенция).

335. По результатам работ в процессе проектирования должен быть проведен анализ возможности и условий (мероприятий) отработки ВС требуемого ресурса на основе расчетной оценки усталостной прочности конструкции и прогноза возможных мест возникновения усталостных повреждений.

336. Безопасность конструкции по условиям усталостной прочности подтверждается на следующих этапах эксплуатации ВС:

1) перед началом регулярной эксплуатации при установлении начального назначенного ресурса;

2) в процессе эксплуатации по мере выработки ранее установленного ресурса. При этом проводится последовательное (поэтапное) установление увеличенных значений назначенного ресурса (вплоть до ресурса до списания) на основе повышения достоверности сведений об условиях нагружения конструкции и характеристиках ее усталостной прочности, анализа и учета влияния условий эксплуатации и о мере накопления опыта эксплуатации.

Значения начального назначенного ресурса и ресурса до списания должны соответствовать указанным в ожидаемых условиях эксплуатации.

337. По результатам работ на всех этапах установления назначенных ресурсов, изготовитель и заказчик в установленном порядке вносят соответствующие указания и рекомендации в эксплуатационную и ремонтную документацию.

## **Параграф 9. Установление назначенного ресурса**

338. Назначенный ресурс конструкции ВС, выражаемый количеством летных часов и числом полетов или количеством циклов функционирования, не должен превышать допустимую наработку в эксплуатации:

по условиям выносливости конструкции;

с учетом живучести (безопасного повреждения) конструкции.

339. Допустимая наработка в эксплуатации по условиям выносливости конструкции определяется на основе результатов лабораторных испытаний на выносливость конструкции в целом и (или) таких испытаний на выносливость, которые по условиям нагружения и охвату возможных слабых мест приближаются к условиям испытаний конструкции в целом.

Испытания на выносливость проводятся на совокупность внешних воздействий и переменных нагрузок, соответствующих воздействиям и нагрузкам на рассматриваемую конструкцию в эксплуатации. При невозможности проведения таких испытаний влияние нагрузок и (или) внешних воздействий, не прикладываемых к конструкции, должно быть оценено надежным образом.

Испытаниям на выносливость подвергаются:

крыло, в том числе элероны, закрылки, предкрылки и другие элементы механизации крыла;

оперение (стабилизатор, киль, рули высоты и направления);

фюзеляж с герметической кабиной и элементами их остекления;

шасси, в том числе колеса и тормоза;

система управления ВС;

установки под двигатели.

Испытаниям на выносливость должны подвергаться также и другие части конструкции, агрегаты и установки, входящие в основную силовую схему конструкции, если их разрушение в полете или при движении по земле непосредственно угрожает безопасности полета.

При определении характеристик выносливости приемлемыми расчетно-экспериментальными методами, учитывающими результаты испытаний конструктивных элементов (панелей, узлов), эти методы должны содержать обоснованную величину поправочного коэффициента к долговечности, определяемого с учетом масштабного фактора и степени соответствия напряженно-деформированного состояния натурной конструкции и образца.

К испытаниям на выносливость не допускается конструкция, прошедшая статические испытания.

Программа испытаний на выносливость должна отражать все режимы нагружения, имеющие место в условиях эксплуатации, для которых сочетание величин переменных нагрузок и числа циклов нагружения может повлиять на ресурс.

Если программа испытаний предусматривает нагружение конструкции ограниченным числом ступеней нагрузки, то характеристики выбранных ступеней должны, возможно, ближе соответствовать режимам, нагрузки которых вносят наибольшую долю усталостной повреждаемости. При этом для опасных по усталостной прочности мест конструкции соответствующим расчетом должны быть определены эквиваленты между нагрузками при испытаниях и в эксплуатации с учетом

возможного отличия величины эквивалента на стадии до возникновения усталостного повреждения от значения на стадии развития усталостного повреждения, а также с учетом возможного рассеяния параметров условий эксплуатации.

Программа испытаний и величины эквивалентов должны подвергаться уточнению на основе учета опыта эксплуатации и сравнительного анализа результатов лабораторных испытаний на выносливость и данных по техническому состоянию парка ВС.

Программа испытаний на выносливость должна основываться на:

типовом полете (или совокупности типовых полетов совместно с относительной долей их осуществления), включающем режимы буксировки,

выруливания на старт, опробования двигателей на земле, разбега, набора высоты, полета на крейсерском режиме, снижения, захода на посадку, пробега и за руливания на стоянку, с учетом их продолжительности (протяженности) и совокупности других параметров, характеризующих каждый из указанных режимов;

повторяемости нагрузок, вызванных воздействием атмосферной турбулентности, с учетом различных высот полета и разных географических районов, соответствующих трассам эксплуатации ВС;

повторяемости маневренных нагрузок, связанных с условиями и правилами эксплуатации ВС данного типа;

повторяемости нагрузок при посадке, при работе двигателей и при движении по земле (буксировка, руление, разбег, пробег);

повторяемости нагрузок при использовании средств механизации крыла и различных способов торможения ВС в воздухе и на земле, а также при применении и полете различного рода автоматических устройств;

повторяемости избыточного давления в герметической кабине в процессе нормальной эксплуатации и при ее опрессовках после ремонтов.

Программы испытаний конструкции в целом или ее отдельных частей должны также учитывать такого рода нагрузки, как высокочастотные нагрузки от струи винта или реактивного двигателя, от пульсаций аэродинамического давления, нагрузки от неравномерного нагрева конструкции, нагрузки от дисбаланса колес и другие, если на основе проведенного анализа или имеющегося опыта установлено, что эти нагрузки могут повлиять на ресурс рассматриваемой конструкции.

При испытаниях на выносливость подвижных элементов силовой конструкции (система выпуска и уборки шасси, закрылков) должно воспроизводиться необходимое сочетание переменных нагрузок и движения с целью учета влияния износа и коррозии в сочленениях, а также изменений напряженности, связанных с кинематикой движения, если на основе проведенного анализа или имеющегося опыта установлено, что это влияние может оказаться существенным.



Допустимая наработка в эксплуатации, соответствующая характеристикам выносливости, полученным при лабораторных испытаниях идентичных конструкций по одной и той же программе, определяется делением на суммарный коэффициент надежности  $P$  среднего числа циклов (блоков) испытаний.

При наличии результатов испытаний по различным программам допускается их использование после соответствующего пересчета к единой программе.

Величина суммарного коэффициента надежности  $P$  должна определяться как:

$$P = P_1 P_2 P_3 P_4$$

Числовые значения коэффициентов, входящих в это произведение, принимаются в соответствии с приведенными ниже указаниями.

Величина коэффициента  $P$  учитывающего уровень соответствия структуры программы испытаний на выносливость характеру реальных нагрузок в эксплуатации, принимается равной:

$P_1 = 1,0$  при программе испытаний, достаточно полно отражающей совокупность повторяющихся в эксплуатации нагрузок, как по величине, так и по последовательности их действия;

$P_2 = 1,5$ , когда вся совокупность повторяющихся в эксплуатации нагрузок сведена в программе испытаний к последовательности условных циклов с постоянной амплитудой нагрузки с использованием при этом соответствующих расчетных методов.

Если цикл с постоянной амплитудой нагрузки отражает наиболее характерное нагружение конструкции, определяющее ее усталостную повреждаемость, величина коэффициента  $P_1$  может быть при соответствующем обосновании принята в диапазоне  $1 < P_1 < 1,5$ .

Величина коэффициента  $P_2$ , учитывающего степень опасности разрушения, принимается равной:

$P_2 = 1$ , если испытаниями и (или) расчетом показано, что усталостное повреждение в начале своего развития может быть надежно обнаружено при послеполетных осмотрах и (или) при проведении регламентов технического обслуживания наименьшей периодичности;

$P_2 = 1,2$  во всех остальных случаях.

Величина коэффициента  $P_3$ , учитывающего достоверность данных о повторяемости нагрузок, действующих на ВС, принимается равной:

$P_3 = 1,0$ , если используются надежные экспериментальные материалы о повторяемости нагрузок, полученные на данном типе ВС (или для характеристик атмосферной турбулентности на ВС с параметрами, близкими к рассматриваемому) за сравнительно большой период эксплуатации, и учтены возможные различия в нагружении, связанные с особенностями эксплуатации, географическими условиями, протяженностью трасс;

$ПЗ = 1,5$ , если используются осредненные экспериментальные материалы о повторяемости нагрузок без анализа возможных различий в нагружении отдельных групп или экземпляров ВС.

В зависимости от степени учета возможных различий в нагруженности величина  $ПЗ$  по результатам специального анализа может быть принята в диапазоне  $1 < ПЗ < 1,5$ ;

$ПЗ = 2$ , если используются материалы о повторяемости нагрузок, полученные на основе приемлемого расчетного метода.

При использовании способа оценки повторяемости нагрузок, приводящего к заведомо завышенным ее значениям, величина коэффициента может быть снижена вплоть до величины  $ПЗ = 1$ .

Величина коэффициента  $П4$ , учитывающего разброс свойств выносливости, принимается в зависимости от числа испытанных идентичных конструкций.

При испытаниях на выносливость правый и левый конструктивные элементы считаются идентичными.

Если при испытаниях идентичных конструкций отношение максимального числа циклов (блоков)  $N_{max}$  к минимальному  $N_{min}$  при достижении одинакового состояния (до образования усталостного повреждения, до возникновения повреждения определенной величины, до полного или частичного разрушения отдельных конструктивных элементов) превышает значения, число испытываемых конструкций должно быть увеличено. При невозможности увеличения числа конструкций, а также при необходимости увеличения их числа сверх шести установление коэффициента  $П4$  проводится по результатам специального анализа.

Если идентичные конструктивные элементы не доведены до одинакового состояния (до образования усталостного повреждения, до возникновения повреждения определенной величины, до полного или частичного разрушения отдельных конструктивных элементов), определение среднего числа циклов (блоков) и выбор коэффициента должны проводиться по результатам специального анализа.

Если во время испытаний на выносливость разрушается или повреждается какой-либо конструктивный элемент, то его следует заменить новым или провести ремонт поврежденного места. Рекомендуется о замены (ремонта) после обнаружения повреждения провести нагружение до определенного приемлемого числа циклов с целью изучения длительности развития повреждения. Испытания должны продолжаться для выявления других критических мест конструкции и проверки эффективности ремонта. При этом наработка замененного или отремонтированного конструктивного элемента отсчитывается с начала его испытаний, а всей остальной конструкции - по суммарному объему испытаний.

Если замена или ремонт вызывают существенное изменение напряженного состояния в элементах остальной конструкции, эти изменения должны быть учтены соответствующим уточнением величин эквивалентов. При невозможности или

ненадежности такого учета дальнейшие испытания таких элементов считаются незачетными.

340. Допустимая наработка конструкции в эксплуатации с учетом живучести (безопасного повреждения) определяется на основе лабораторных испытаний на выносливость и живучесть конструкции в целом, соответствующих расчетов выносливости, а также таких лабораторных испытаний на живучесть, которые по условиям нагружения и закрепления приближаются к условиям испытаний конструкции в целом.

Лабораторные испытания на живучесть (безопасность повреждения) проводятся с целью подтверждения того, что остаточная прочность конструкции при возможном ее усталостном повреждении или частичном (полном) разрушении отдельных конструктивных элементов сохраняет величину, необходимую для обеспечения безопасности полета. Места и степень повреждений, создаваемых при лабораторных испытаниях на живучесть, определяются в зависимости от конкретного типа конструкции и возможности обнаружения повреждения в эксплуатации с учетом контролепригодности конструкции и скорости развития повреждений под действием переменных нагрузок, ожидаемых в эксплуатации.

Минимальная допустимая остаточная прочность при наиболее неблагоприятном возможном расположении повреждения (разрушения) по отношению к неповрежденной части конструкции должна соответствовать нагрузке в диапазоне от  $0,67 P_p$  до  $P_p$ , где  $P_p$  - расчетная нагрузка соответствующего случая нагружения, определяющая необходимую прочность рассматриваемого места неповрежденной конструкции. Величина нагрузки в каждом конкретном случае определяется на основе специального анализа.

Для герметической части фюзеляжа должны быть рассмотрены следующие условия :

сочетание нагрузок случаев нагружения, величина которых принимается в указанном выше диапазоне, и избыточного давления в кабине  $P_{еса}^{daa}$  ;

сочетание эксплуатационного избыточного давления в кабине  $P_{еса}^Y = 1,15 P_{еса}^{daa}$  и нагрузок, возникающих в горизонтальном полете на крейсерской высоте при выполнении наиболее неблагоприятного из типовых полетов.

При наличии обосновывающих экспериментальных материалов величины коэффициентов надежности  $\Pi_4$  для стадии развития усталостного повреждения могут быть снижены.

При наличии дополнительного анализа возможного взаимного расположения мест возникновения усталостных повреждений, скорости развития повреждений и надежности их обнаружения в эксплуатации, показывающего допустимость

эксплуатации по техническому состоянию, как исключение может быть принято значение коэффициента надежности, меньшее чем  $P = 2$ .

После окончания лабораторных испытаний на выносливость и живучесть должна быть проведена полная проверка состояния конструкции, в том числе с использованием инструментальных методов контроля, с разборкой (расклепкой) неразъемных соединений с целью выявления возможных усталостных повреждений, обнаружение которых в процессе испытаний затруднено или не представляется возможным.

341. Рекомендуются, чтобы объем лабораторных испытаний на выносливость конструкции ВС, проведенных с удовлетворительными результатами, к моменту установления начального назначенного ресурса соответствовал не менее чем однократному (без коэффициента надежности) ресурсу до списания.

Величины нагрузок и их повторяемость в предполагаемых условиях эксплуатации ВС определяются на основе материалов по ВС аналогичных типов, результатов прогноза условий эксплуатации, данных по измерениям нагрузок в процессе проведенных летных испытаний и расчетов.

342. Назначенный ресурс последовательно (по этапам) увеличивается по мере выработки начального или очередного назначенного ресурса на основании:

уточнения характера и условий эксплуатации парка ВС;

уточнения, при необходимости, нагруженности агрегатов ВС по результатам специальных летных испытаний;

накопления статистики по повторяемости перегрузок в центре тяжести при полетах ВС данного типа;

результатов, в случае необходимости, дополнительных лабораторных испытаний на выносливость и живучесть (безопасность повреждений), в том числе конструкций с наработкой в эксплуатации;

опыта эксплуатации ВС данного типа.

Безопасность эксплуатации в пределах назначенных ресурсов должна контролироваться опытом эксплуатации всего парка и группы головных рейсовых ВС. В качестве ВС головной группы должны назначаться ВС, максимально опережающие по наработке остальной парк. Численность и состав группы головных ВС устанавливаются конкретно для каждого типа ВС.

На каждом ВС головной группы в повышенном объеме и непрерывно должен проводиться учет условий его эксплуатации, а также должны определяться условия нагружения на базе штатных и, в случае их установки, специальных средств.

На ВС головной группы в первую очередь должны использоваться наиболее эффективные методы оценки технического состояния, в том числе новейшие средства неразрушающего контроля целостности конструкции.

Одновременно с установлением увеличенных назначенных ресурсов должны быть определены и уточнены условия обеспечения безопасности полетов в пределах установленного ресурса, а именно:

определены места конструкции, подлежащие систематическому контролю в эксплуатации и при ремонтах, а также перечень замен и доработок конструкции с указанием сроков (периодичности) этих мероприятий;

обеспечен контроль условий эксплуатации ВС и их соответствие условиям, принятым при установлении очередного назначенного ресурса.

## **Глава 7. Системы ВС**

**Сноска. Заголовок главы 7 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).**

### **Параграф 1. Системы управления ВС**

343. В параграфе 9 главы 6 и в параграфе 25 главы 13 настоящих Норм и в настоящей главе изложены требования к системам управления ВС относительно продольной, поперечной и вертикальной осей, к системам улучшения характеристик устойчивости и управляемости, балансировки ВС, а также к системам управления механизацией крыла.

344. Общие требования к функциональным, статическим и динамическим характеристикам систем управления. Системы управления должны обеспечивать характеристики управляемости, устойчивости и маневренности ВС в ожидаемых условиях эксплуатации в соответствии с требованиями параграфа 1 главы 4 настоящих Норм. При непреднамеренном выводе или самопроизвольном выходе ВС за эксплуатационные ограничения (вплоть до достижения предельных ограничений) не должно происходить такого ухудшения характеристик системы управления, которое препятствует возвращению ВС на предусмотренные Руководством по летной эксплуатации режимы.

345. Системы управления должны иметь статические и динамические характеристики, обеспечивающие, с учетом воздействия на системы управления нагрузок и вибраций, выполнение требований параграфа 5 главы 5 настоящих Норм.

346. Системы управления должны работать плавно, без заеданий, автоколебаний и опасных вибраций, угрожающих прочности и (или) затрудняющих пилотирование.

347. Деформация фюзеляжа, крыльев, оперения и проводки механического управления не должна приводить к снижению запаса по отклонению органов

управления и их эффективности или вызывать хотя бы кратковременное заклинивание системы управления в ожидаемых условиях эксплуатации и при воздействии функциональных отказов, не отнесенных к практически невероятным.

## **Параграф 2. Надежность систем управления**

348. Рассматривается любой один отказ в каждом канале управления (тангаж, крен, курс), включая взаимодействующие системы, за исключением отказов типа механического заклинивания, рассоединения и разрушения, которые оговорены особо. После одного такого отказа, характеристики устойчивости, управляемости и маневренности должны оставаться в пределах, установленных параграфе 10 настоящей главы, главы 4 настоящих Норм для нормального полета.

349. Рассматривается любая комбинация двух последовательных отказов, не отнесенная к практически невероятному событию. После двух таких отказов допустимо такое ухудшение характеристик устойчивости, управляемости и маневренности, при которой обеспечивается безопасный переход на другие режимы и продолжение полета ВС на этих режимах, включая безопасное его завершение. При этом не должно возникнуть ситуации хуже аварийной.

350. Рассматривается любое заклинивание, рассоединение или разрушение подвижных элементов систем управления, если не показано, что такой отказ практически невероятен. В том случае, если рассматриваемый отказ отнесен к категории более частой, чем "практически невероятный", должно быть показано, что сохранится возможность завершения полета в условиях ситуации не хуже аварийной.

351. На основании анализа отказов и испытаний должны быть определены:

степень влияния отказов на характеристики устойчивости, управляемости и возмущения, создаваемые ими в движении ВС, и на характеристики системы управления;

действия экипажа, необходимые для парирования отказов;

области безопасных режимов полета при различных отказах.

352. Для выполнения требований рекомендуется следующее:

применение резервирования, при котором обеспечивается: разделение функциональной системы, агрегата, элемента на независимые подсистемы, элементы, выполняющие идентичные функции; способность системы, агрегата, элемента выполнять заданные функции при отказе части подсистем, элементов, агрегатов; возможность перехода на другие режимы, на которых повышается безопасность полета при наличии отказов в системе управления;

исключение возможности возникновения в момент отказа подсистемы, агрегатов, элементов возмущений на выходе систем управления, которые могут вызвать превышение ВС установленных ограничений и не могут быть парированы экипажем;

применение системы контроля, обеспечивающей: контроль состояния систем управления во время предполетной проверки и непрерывный контроль в полете; при необходимости - автоматическое отключение отказавших подсистем, элементов, агрегатов; необходимое извещение экипажа через средства сигнализации об отказах в системах управления и при необходимости выдачу инструкции экипажу по пилотированию ВС в условиях воздействия опасных отказов;

обеспечение высокой надежности элементов систем управления, особенно элементов, образующих в системе "общие точки".

353. Для деталей подвижных соединений и механизмов, отказ которых может привести к ситуации хуже аварийной, должны быть определены предельные величины износов и предусмотрены методы и средства контроля величины износа в эксплуатации.

### **Параграф 3. Бустерное управление**

354. При применении на ВС бустерного управления должно быть обеспечено выполнение требований, установленных настоящими Нормами.

355. На ВС с необратимым бустерным управлением без перехода на безбустерное управление питание силовых приводов органов управления должно осуществляться от независимых гидравлических или электрических подсистем.

Рекомендуется чтобы, по крайней мере, одна подсистема обеспечивала питанием только гидравлические агрегаты систем управления.

Параметры системы питания должны быть выбраны таким образом, чтобы обеспечивались полет и посадка ВС при отказе, как минимум, любых двух подсистем питания, при этом ситуация допускается не хуже аварийной.

Распределение источников гидравлического и электрического питания на двигателях ВС должно выполняться с учетом отказа минимального числа систем питания при отказе любого двигателя.

При отказе всех двигателей управление ВС должно обеспечиваться в соответствии с требованиями. Если при этом не обеспечивается электрическое и (или) гидравлическое питание для управления ВС, то должны быть предусмотрены аварийные источники питания, не связанные с двигателями.

356. При применении на ВС необратимого бустерного управления с переходом на аварийное безбустерное управление при отказе бустерной системы должны быть обеспечены:

сохранение в течение 20-10 секунд практически неизменного режима полета, предшествовавшего отказу;

возможность перевода ВС на режим полета, допускающий аварийное безбустерное управление;

при необходимости синхронное отключение привода и загрузочного устройства;

надежное ограничение максимальных усилий, возникающих на штурвале и педалях управления в момент перехода;

усилия на штурвале и педалях от трения и демпфирования при неработающем силовом приводе, не превышающие усилий, указанных в пункте 119 настоящих Норм.

#### **Параграф 4. Системы улучшения характеристик устойчивости, управляемости ВС и ограничения предельных режимов**

357. В случае применения на ВС автоматических систем улучшения характеристик устойчивости и управляемости и ограничения предельных режимов, они должны отвечать требованиям настоящих Норм.

В случаях, когда безопасность полета не может быть обеспечена без автоматических систем, отказ этих систем должен относиться к практически невероятным событиям.

358. В случае применения на ВС систем ограничения предельных режимов, воздействующих на рычаги и органы управления, должна быть предусмотрена возможность, в случае отказа этих систем, их "пересиливания" пилотом, при этом усилия пересиливания должны быть выбраны с учетом требований пунктов 85, 86 настоящих Норм.

#### **Параграф 5. Система балансировки**

359. Скорости и диапазоны перемещения триммерных механизмов, управляемого и переставного стабилизатора от систем ручной и автоматической (не относящейся к автопилоту) балансировки должны быть ограничены значениями, при которых обеспечивается:

нормальное, без раскачки, пилотирование ВС пилотом;

исключение возможности возникновения ситуации хуже, чем усложнение условий полета, в случае любого отказа в системах управления триммерными механизмами, управляемым и переставным стабилизатором.

Если диапазоны перемещения триммерных механизмов и стабилизатора таковы, что при отказе триммерных механизмов или стабилизатора в крайнем положении или при отказе их систем управления, в том числе вызывающих перемещение их в крайнее положение, не обеспечивается парирование отказа одним пилотом, продолжение полета и выполнение посадки, такие отказы системы управления триммерами и стабилизатором должны относиться к практически невероятным событиям.

#### **Параграф 6. Электродистанционная система управления**

360. Конструкция системы электродистанционного управления рулями ВС должна отвечать требованиям настоящих Норм. Не обеспечивающая выполнение требований



параграфе 1 настоящей главы, главы 7 настоящих Норм электродистанционная система управления должна быть резервирована механическим управлением.

361. При переходе с электродистанционного управления на механическое резервное управление величины усилий на рычагах управления не должны превышать величины, указанные в настоящих Нормах. При этом должна исключаться возможность возникновения аварийной ситуации.

362. Электрическое питание электродистанционной системы управления, если она не резервирована механическим управлением, должно иметь резервирование, исключающее полное (даже кратковременное) обесточивание.

363. Электродистанционная система управления, использующая слаботочные сигналы (если она не резервирована механическим управлением), должна сохранять работоспособность в условиях различного рода внешних воздействий (например, электромагнитных полей, статических разрядов, ударов молний, вибраций).

#### **Параграф 7. Системы управления закрылками, предкрылками и аэродинамическими средствами торможения**

364. Системы управления закрылками, предкрылками и аэродинамическими средствами торможения должны отвечать требованиям настоящих Норм. Указатели и (или) сигнализаторы положения закрылков и предкрылков рекомендуется располагать вблизи рукояток управления закрылками и предкрылками. Указатели должны иметь отметки рекомендуемых положений.

365. Скорость отклонения закрылков и предкрылков должна быть ограничена значением, исключающим возможность возникновения особой ситуации при их выпуске и уборке.

366. Движение закрылков и предкрылков на противоположных крыльях должно быть синхронизировано, если при несимметричном их отклонении возникает особая ситуация. При применении средств синхронизации должны предусматриваться меры, исключающие возможность возникновения ситуации хуже аварийной при любом отказе в средстве синхронизации, приводящем к несимметричному отклонению закрылков и предкрылков.

367. При применении электродистанционных систем для управления закрылками, предкрылками и аэродинамическими средствами торможения при одном или двух последовательных отказах в этих системах не должно происходить самопроизвольного отклонения поверхностей управления, приводящего к ситуации хуже аварийной.

#### **Параграф 8. Элементы системы управления**

368. Размещение механизмов, тяг, тросов, цепей и других деталей системы управления должно исключать возможность соприкосновения их с другими деталями и

трения подвижных деталей системы управления об элементы конструкции ВС, а также попадание в систему посторонних предметов. Должны предусматриваться меры, исключающие возможность рассоединения элементов проводки механического управления.

369. В системах управления рулями, элеронами, интерцепторами и стабилизатором должна предусматриваться возможность контроля длины винтовой нарезки и глубины завинчивания тендеров тросов и регулируемых тяг.

370. Тросовые системы должны быть спроектированы таким образом, чтобы изменения в натяжении тросов во всем рабочем диапазоне их перемещения в ожидаемых условиях эксплуатации не ухудшали характеристик управляемости ВС.

371. Ролики и барабаны тросовой системы должны быть снабжены предохранительными устройствами, предотвращающими сход тросов. Каждый ролик должен находиться в плоскости троса в пределах не более  $+3^0$  для исключения трения троса о реборду ролика.

372. Крайние положения органов управления должны ограничиваться упорами, выдерживающими расчетные нагрузки. Ограничители углов отклонения органов управления должны располагаться вблизи рулевых поверхностей или на бустерах.

373. Если ВС имеет устройство для стопорения рулей, элеронов и стабилизатора (при управляемом и переставном стабилизаторе) при стоянке его на земле, должны быть исключены возможность вылета ВС с застопоренными рулями, элеронами и стабилизатором, а также самопроизвольное включение устройства в полете. В случае применения внешних устройств стопорения рулей (например, струбцин) также должны быть приняты меры, исключающие вылет ВС с застопоренными рулями. На ВС с необратимым бустерным управлением демпфирование рулевых поверхностей при ветровых возмущениях на стоянке должно, как правило, обеспечиваться силовыми приводами.

374. Конструкция систем управления должна быть такой, чтобы исключалась возможность неправильного монтажа, сборки и регулировки при техническом обслуживании, а также неправильного функционирования.

375. Назначенный ресурс из условий функционирования в заявленных ожидаемых условиях эксплуатации систем управления ВС должен быть установлен по результатам лабораторных испытаний на стендах функционирования. Программы лабораторных испытаний должны учитывать условия функционирования систем.

## **Параграф 9. Испытания системы управления**

376. Для оценки работоспособности и надежности работы системы управления должен быть проведен анализ возможных отказов в соответствии с требованиями. Анализ должен установить, что имеющиеся средства обеспечивают управление

двигателями силовой установки и вспомогательной силовой установки во всех ожидаемых условиях эксплуатации. Кроме этого должны быть проведены испытания системы управления на стенде и на ВС.

377. Наземные и летные испытания системы управления на ВС должны включать:

- 1) оценку выполнения системой управления заданных функций;
- 2) оценку систем, контролирующую работу двигателя (приборы, сигнализаторы и указатели);
- 3) проверку ручного включения системы флюгирования лопастей воздушного винта ;
- 4) оценку защитных устройств от ложного срабатывания системы автоматического флюгирования лопастей воздушного винта на турбовинтовом двигателе;
- 5) проверку работоспособности системы управления вспомогательной силовой установки при отборе от нее необходимой энергии для обеспечения работы соответствующих систем ВС.

## **Глава 8. Шасси**

**Сноска. Заголовок главы 8 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019 ).**

### **Параграф 1. Эксплуатация шасси**

378. Шасси ВС должно обеспечивать в ожидаемых условиях эксплуатации:

- 1) управляемость ВС при разбеге, пробеге, рулении, маневрировании и буксировке;
- 2) возможность разворотов ВС на  $180^0$  на взлетно-посадочных полосах аэродромов заданного класса;
- 3) амортизацию динамических нагрузок, возникающих при рулении, разбеге и пробеге.

379. Шасси и его створки должны автоматически надежно фиксироваться в выпущенном и убранном положениях таким образом, чтобы была исключена возможность самопроизвольного выпадения шасси и открытия либо закрытия створок при допустимых эксплуатационных перегрузках и складывания при движении ВС по земле, в том числе при его буксировке.

380. Шасси должны иметь устройство, позволяющее производить буксировку ВС с максимальной допустимой рулежной массой, оговоренной Руководством по летной эксплуатации, по искусственному покрытию или грунту с прочностью не менее допустимой (в зависимости от класса аэродрома).

381. Система уборки шасси должна иметь блокировку, исключающую возможность уборки шасси на земле.

382. Управление уборкой и выпуском всех опор шасси должно быть простым и осуществляться одним управляющим органом, имеющим фиксацию всех положений. Конструкция фиксирующего устройства управляющего органа должна исключать возможность непреднамеренных выпуска и уборки шасси. Количество элементарных операций, потребных для выполнения выпуска или уборки шасси, должно быть не более двух, включая перемещение предохранительного устройства.

383. Характеристики колес, тормозов и шип шасси должны соответствовать взлетно-посадочным характеристикам ВС и обеспечивать в ожидаемых условиях эксплуатации:

1) длительные стоянки с заторможенными колесами и руление ВС с максимальной допустимой рулежной массой;

2) взлеты с максимально допустимыми взлетными массами и скоростью;

3) посадки с максимально допустимыми посадочными массами и скоростью при интенсивном торможении без перегрева элементов колес, тормозов и шин, имеющих температурные ограничения;

4) прерванные взлеты с максимальной допустимой взлетной массой при интенсивном торможении колес без их разрушения и воспламенения в процессе прерванного взлета;

5) посадки с отказавшей механизацией крыла, предусмотренные Руководством по летной эксплуатации, при интенсивном торможении колес без их разрушения и воспламенения в процессе выполнения пробега.

384. Конструкция колес и тормозов должна обеспечивать их работоспособность при попадании в тормоза воды, грязи и смазки (либо иметь надежную защиту от их попадания).

385. Характеристики тормозов в течение всего установленного назначенного ресурса тормоза и колеса должны обеспечивать выполнение требований настоящих Норм.

386. Колебания величин фрикционных усилий в тормозах и эксплуатационный дисбаланс колес и шин не должны вызывать вибрации конструкции ВС, приводящей к ухудшению условий работы экипажа.

387. Все тормозные колеса должны быть оборудованы сигнализаторами превышения предельных температур. Колеса с бескамерными шинами должны иметь устройства, предохраняющие шины от температурного разрушения.

388. При допустимом износе шин, указанном в Руководстве по технической эксплуатации, в ожидаемых условиях эксплуатации должны обеспечиваться характеристики управляемости и устойчивости ВС на земле, предусмотренные в настоящих Нормах.

389. ВС должно быть оборудовано системой для аварийного выпуска шасси и его фиксации в полностью выпущенном положении. Эта система должна быть

сконструирована так, чтобы она могла надежно выполнять свои функции после отказа основной системы выпуска либо источников ее энергоснабжения.

390. ВС должно быть оборудовано сигнализацией о необходимости выпуска шасси, положения опор шасси и не фиксации хотя бы одной из опор шасси в выпущенном положении.

391. Сигнализация о необходимости выпуска шасси, если они не выпущены, должна осуществляться по двум каналам, работающим независимо друг от друга:

по скоростному каналу, работающему при достижении заданной скорости полета и меньше и;

при положении рычагов управления двигателями всех двигателей ниже заданного.

Величина заданной приборной скорости должна устанавливаться применительно к каждому конкретному типу ВС и обеспечивать срабатывание сигнализации при заходе на посадку на ВС с не отклоненной посадочной механизацией с учетом возможных вариаций посадочной массы, погрешностей датчика скорости и отклонений в технике пилотирования. Верхний предел заданной скорости должен определяться исключением возможности ложного срабатывания сигнализации в полете по кругу. Заданное положение рычагов управления двигателями для каждого конкретного типа ВС должно исключать срабатывание сигнализации в процессе взлета и ухода на второй круг, в то же время это положение должно обеспечивать срабатывание сигнализации при заходе на посадку с одним (двумя) неработающим двигателем, на ВС с двумя и тремя (четырьмя) двигателями соответственно, по каналу посадочной механизации, работающему в процессе отклонения посадочной механизации (при наличии управляющего сигнала в канале выпуска посадочной механизации).

392. Световая сигнализация о необходимости выпуска шасси и не фиксации хотя бы одной из опор шасси в выпущенном положении должна осуществляться световым табло "Шасси выпусти" (категория предупреждающих сигналов) в проблесковом режиме работы. При наличии на ВС централизованной системы сигнализации световое табло "Шасси выпусти" должно работать в постоянном режиме и располагаться на общей панели предупреждающих сигналов. При оборудовании ВС блоком речевых команд рекомендуется в качестве звуковой сигнализации предусмотреть команду "Шасси выпусти".

393. Световая сигнализация о положении шасси должна осуществляться светосигнализаторами выпущенного положения каждой опоры шасси (категория уведомляющих сигналов) и промежуточного положения каждой опоры шасси (категория предупреждающих сигналов). При фиксации каждой опоры шасси в убранном положении световая сигнализация о положении шасси должна отсутствовать (светосигнализаторы не должны светиться).

394. Цвет и яркость световых сигналов должны соответствовать требованиям настоящих Норм. Должны быть предусмотрена возможность контроля ламп

светосигнализаторов и светового табло "Шасси выпусти", а также возможность замены перегоревших ламп и предохранителя в полете и обеспечено электропитание сигнализации шасси от бортового аварийного источника.

## **Параграф 2. Системы торможения колес ВС**

395. Системы торможения колес ВС должны обеспечивать в ожидаемых условиях эксплуатации:

1) надежное торможение колес при стоянке, рулении, маневрировании, пробеге, прерванном взлете, буксировке и перед стартом;

2) возможность одновременного, а также дифференцированного торможения тормозных колес основных опор шасси;

3) затормаживание колес всех опор шасси после отрыва (при необходимости);

4) фиксированное торможение ВС на стоянке.

396. В случае разрушения трубопроводов одного или нескольких тормозов колес величина утечки рабочей жидкости из гидросистемы должна ограничиваться таким образом, чтобы обеспечивалось сохранение работоспособности тормозов остальных колес.

397. Управление тормозами колес должно быть простым, удобным и не препятствовать выполнению других операций по управлению ВС.

398. Системы торможения колес должны приводиться в действие только перемещением управляющих органов (педаль, гашеток) без каких-либо подготовительных или контрольных операций за исключением перехода на режим форсированного торможения, при котором допускается одна дополнительная операция.

399. Передача управления тормозами от одного пилота к другому должна быть простой и не требовать никаких ручных переключений.

400. Должны быть предусмотрены меры, исключая возможность посадки ВС с заторможенными колесами, или должно быть показано, что посадка с заторможенными колесами не приводит к ситуации хуже сложной.

401. Система торможения колес должна быть резервирована так, чтобы в ожидаемых условиях эксплуатации единичный отказ или разрушение любого элемента системы и источников ее энергопитания при использовании всех, рекомендованных Руководством по летной эксплуатации средств торможения, не приводили к увеличению тормозного пути более чем в 1,5 раза при отказе на любой скорости, при которой допускается включение тормозов.

Резервирование может осуществляться применением независимых параллельно работающих систем либо, аварийной системой, имеющей изолированные (автономные) источники энергопитания.

402. В случае если источники энергопитания резервной системы торможения являются ограниченными, должно обеспечиваться количество полных торможений,

достаточное для остановки ВС при пробеге и сруливания его с взлетно-посадочной полосы по методике, рекомендованной Руководством по летной эксплуатации.

403. Пользование резервной и аварийной системами не должно вызывать "юза" колес, приводящего к разрушению шин, во всем эксплуатационном диапазоне скоростей ВС на рулении, посадке и прерванном взлете.

404. Установившееся давление в тормозах колес при торможении, как от основной, так и от резервной систем при неработающей противогазовой автоматике должно быть приблизительно пропорционально рабочему ходу управляющих органов и прилагаемому к ним усилию.

Пользование управляющими органами системы торможения во всех предусмотренных режимах ее работы не должно требовать от пилота приложения чрезмерных усилий.

405. Для ВС всех типов время затормаживания и растормаживания колес от основной и резервных систем должно определяться из условий обеспечения приемлемых характеристик торможения и управляемости ВС на рулении и пробеге, а для ВС с неуправляемой передней опорой - и на разбеге. При этом максимальное время полного затормаживания и растормаживания колес не должно превышать 1,5 секунд в ожидаемых условиях эксплуатации.

После длительной стоянки перед выруливанием при температуре наружного воздуха ниже минус  $30^{\circ}$  для обеспечения требуемого быстродействия тормозной системы допускается ее прокачка включением тормозов.

406. Холостой ход управляющих органов систем торможения должен быть не более 25 % от общего хода и выбираться с меньшим, чем при начальном рабочем ходе, усилием.

407. В основной тормозной системе в наличии имеется противогазовое устройство, если не доказано, что при торможении не происходит разрушения шин и ухудшения характеристик управляемости ВС при движении по земле в ожидаемых условиях эксплуатации.

408. Система управления тормозами должна иметь контрольные приборы и сигнализацию, позволяющие удостовериться в исправности системы и информирующие экипаж о возникновении отказов.

Если предусмотрено автоматическое изменение режимов работы системы, не связанное с включением специальных рычагов управления или ступенчатых загрузателей, должна предусматриваться световая сигнализация указанного изменения

### **Параграф 3. Гидравлические и пневматические системы**

409. Гидравлические и пневматические системы должны быть сконструированы таким образом, чтобы в ожидаемых условиях эксплуатации обеспечивалось надежное выполнение функций питания приводов, входящих в другие системы ВС, на всех режимах, на которых работа указанных приводов предусматривается.

410. Мощность источников давления гидравлических и пневматических систем должна быть достаточной для обеспечения работоспособности систем - потребителей при наиболее неблагоприятном сочетании их одновременной работы в соответствии с Руководством по летной эксплуатации. Когда часть этой мощности снимается с аккумулятора, его энергоемкость должна быть достаточной для выполнения потребного числа рабочих циклов (операций) с необходимыми интервалами времени между ними.

411. В кабине экипажа должны быть предусмотрены:

- 1) средства контроля давления в каждой системе;
- 2) сигнализация или средства контроля количества рабочей жидкости и давления наддува в гидробаке;
- 3) сигнализация об отказе каждой системы;
- 4) сигнализация (контроль) включения аварийных источников;
- 5) меры, исключающие превышение давления в системе на различных режимах работы (в том числе при переходных процессах, при тепловом объемном расширении жидкости или газа, при отказе любого из элементов системы, а также в процессе ее проверки) сверх давления опрессовки элементов системы.

412. Гидравлические и пневматические системы не должны вызывать пожара или взрыва на ВС и должны удовлетворять применимым к ним требованиям пожарной безопасности.

413. Для защиты агрегатов систем от отказов и неисправностей по причине загрязнения жидкости (газа) системы должны быть оборудованы фильтрами очистки с отсечными и перепускными устройствами. В пневмосистеме с источниками питания от компрессоров, кроме того, должны быть предусмотрены отстойники для удаления из газа воды и масла.

414. Элементы гидравлических и пневматических систем должны быть выполнены, установлены или (и) защищены таким образом, чтобы в случае утечки:

- 1) токсичная гидрожидкость или ее пары в установленной концентрации не могли проникнуть в кабины экипажа и пассажиров;
- 2) попадание нетоксичной жидкости в кабины экипажа и пассажиров не приводило к ситуации хуже усложнения условий полета.

415. Если гидронасос имеет привод от двигателя ВС, то любой возможный отказ гидронасоса, включая отказ из-за отсутствия рабочей жидкости, не должен приводить к нарушению работоспособности двигателя.



416. Гидравлические и пневматические системы должны быть выполнены по принципу резервирования. Кратность резервирования гидравлических и пневматических систем должна определяться требованиями, предъявляемыми к обслуживаемым ими потребителям, с целью обеспечения выполнения требований (в части питания потребителей).

417. Должны проводиться испытания агрегатов, соединительной арматуры и трубопроводов систем на герметичность, на прочность и плотность (опрессовка) и на разрушение, а также испытания системы на герметичность.

Агрегаты систем, подвергающиеся нагрузке, комбинированной из давления рабочего тела и из внешних нагрузок, должны испытываться с учетом последних.

## **Глава 9. Использование кислорода на ВС**

**Сноска. Заголовок главы 9 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).**

### **Параграф 1. Кислородные системы ВС**

418. Для ВС с негерметической кабиной количество кислорода и характеристики кислородного оборудования устанавливаются на основании того, что барометрическая высота в кабине равна высоте полета.

419. Для ВС с герметической кабиной количество кислорода и характеристики кислородного оборудования устанавливаются на основании предположения, что разгерметизация кабины случится на высоте и в пункте полета, которые являются самыми критическими с точки зрения необходимости в кислороде, и что после разгерметизации кабины ВС снизится без превышения его эксплуатационных ограничений до безопасной высоты и продолжит полет в соответствии с Руководством по летной эксплуатации, на высоте, позволяющей достигнуть места безопасной посадки с учетом остатка топлива.

После разгерметизации кабины барометрическая высота в кабине принимается равной высоте полета, если только не доказано, что отказное состояние, не отнесенное к практически невероятному, не приведет к выравниванию высоты в кабине с высотой полета. Достигаемая при этом максимальная высота в кабине, которая не должна превышать 12000 метров, принимается в качестве основания для сертификации и определения запаса кислорода.

В качестве доказательства невозможности выравнивания высоты в кабине с высотой полета принимаются материалы расчетов, стендовых и летных испытаний, представляемые изготовителем.

420. Кислородное оборудование предназначено:

для защиты экипажа, бортпроводников и пассажиров от кислородного голодания;  
для защиты экипажа от действия на глаза и органы дыхания дыма, окиси углерода (угарного газа) или других вредных газов;  
для профилактического питания кислородом экипажа;  
для терапевтического питания кислородом пассажиров.

## **Параграф 2. Количество кислорода на воздушных судах**

421. На ВС с негерметической кабиной и высотой полета более 3000 метров до 3600 метров включительно кислородом должны обеспечиваться все члены экипажа, принимающие участие в выполнении полета в соответствии с Руководством по летной эксплуатации в течение той части полета на указанных высотах, которая продолжается более 30 минут.

422. На ВС с негерметической кабиной и высотой полета выше 3600 метров (но не более 6000 метров) кислородом должны обеспечиваться все члены экипажа, принимающие участие в выполнении полета в соответствии с Руководством по летной эксплуатации в течение всего полета на этой высоте.

423. На ВС с герметической кабиной и высотой полета более 3000 метров для случая разгерметизации кабины должно быть предусмотрено кислородное питание, но не менее чем на 2 часа полета.

424. Для уменьшения утомляемости экипажа при продолжительности полета более 4 часов на ВС с герметичной и негерметичной кабинами должно быть предусмотрено профилактическое кислородное питание.

Запас кислорода определяется расчетом, исходя из того, что производится питание чистым кислородом в течение 10 минут через каждые два часа полета и перед снижением, со средней легочной вентиляцией - 10 л/мин.

Для ВС с герметической кабиной потребное количество кислорода рассчитывается только для первой половины продолжительности полета на максимальную дальность.

425. На ВС с негерметической кабиной и высотой полета более 3000 метров до 4200 метров включительно должно обеспечиваться кислородным питанием 10 % пассажиров от общего количества мест и все бортпроводники в течение той части полета на указанных высотах, которая продолжается более 30 минут.

На ВС с негерметической кабиной и высотой полета более 4200 метров до 4500 метров включительно должны обеспечиваться кислородным питанием 30 % пассажиров и все бортпроводники в течение всего полета на указанных высотах.

На ВС с негерметической кабиной и высотой полета выше 4500 метров (но не более 6000 метров) кислородным питанием должны обеспечиваться все пассажиры и бортпроводники в течение всего полета на этих высотах.

Количество кислорода, необходимое для каждого отдельного полета, должно, по меньшей мере, равняться количеству кислорода, рассчитанному на основании

требований настоящих Норм, с учетом не вырабатываемого остатка кислорода, определяемого конструкцией оборудования.

На ВС герметической кабиной при высоте в кабине, определенной в соответствии с пунктом 459 настоящих Норм, кислородным питанием должны обеспечиваться:

1) все лица, находящиеся в пассажирской кабине, в течение всего полета после разгерметизации при высоте в кабине более 4500 метров;

2) не менее 30 % лиц, занимающих пассажирскую кабину, в течение всего полета после разгерметизации при высоте в кабине более 4200 метров до 4500 метров включительно;

3) не менее 10 % лиц, находящихся в пассажирской кабине, в течение всего полета после разгерметизации при высоте в кабине более 3000 метров до 4200 метров включительно.

При применении аварийной кислородной системы для пассажиров общее количество кислорода должно быть рассчитано на не менее чем 10 минут потребления всеми лицами, находящимися в пассажирской кабине, включая бортпроводников.

Для ВС с герметической кабиной должно быть обеспечено терапевтическое питание для 2 % пассажиров, но не менее одного пассажира в течение всего полета после разгерметизации кабины при высоте более 2400 метров. Питание должно обеспечиваться минимум от двух точек. При этом может учитываться запас кислорода, требуемый для защиты бортпроводников от дыма.

### **Параграф 3. Источники снабжения кислородом**

426. Подача кислорода членам экипажа и пассажирам должна осуществляться от отдельных источников. В случае применения общего источника должны быть предусмотрены средства, обеспечивающие резервирование необходимого количества кислорода для членов экипажа, находящихся на своих рабочих местах.

Для удовлетворения требований по обеспечению кислородным питанием экипажа и пассажиров могут применяться также переносные кислородные источники.

427. В случае применения химического источника кислорода (генератора) в стационарной системе или в качестве переносного он должен быть спроектирован и установлен в соответствии со следующими требованиями:

1) генератор должен быть пожаровзрывобезопасным;

2) должна быть предусмотрена возможность визуального отличия нормального (рабочего) состояния источника от состояния после срабатывания;

3) должно быть предупреждение о нагреве вследствие работы источника, если температура поверхности источника или устройств для его размещения и крепления, до которых может дотронуться член экипажа или пассажир, может достигать 40<sup>0</sup>С и более

#### **Параграф 4. Кислородное оборудование для экипажа**

428. Кислородное оборудование (регуляторы подачи, кислородные приборы, кислородные маски) членов экипажа должно быть легочно-автоматического типа с возможностью ручного переключения на смесь кислорода с воздухом и на чистый кислород. Должна также предусматриваться аварийная подача кислорода.

Кислородное оборудование каждого члена экипажа, находящегося на своем рабочем месте, во время полета должно находиться в состоянии полной готовности.

Каждый член экипажа, находящийся на рабочем месте, должен снабжаться кислородной маской, по возможности универсальной по размерам, плотно прилегающей к лицу, имеющей соответствующее крепление, удерживающее ее в нужном положении на лице.

Кислородная маска при ее использовании должна позволять:  
члену экипажа без затруднений выполнять свои обязанности в полете;  
вести внешнюю и внутреннюю радиосвязь.

На ВС с высотой полета до 9000 метров маска каждого члена экипажа должна находиться в таком месте и состоянии, которые позволяют ему достать ее со своего рабочего места и легко применить.

На ВС с высотой полета более 9000 метров у каждого члена экипажа должна находиться кислородная маска, которая с помощью одной руки может быть надета на лицо не более чем за 5 секунд.

429. На ВС на рабочих местах каждого члена экипажа должно быть установлено оборудование для защиты членов экипажа от воздействия на органы дыхания и глаза дыма, окиси углерода и других вредных газов во время исполнения своих обязанностей в кабине экипажа. Для этих целей для каждого члена экипажа должен быть предусмотрен запас кислорода не менее 300 литров, приведенных к расчетным условиям (давление 760 мм рт. ст. (1013,2 мбар), температура 20 °С).

Кислородная маска, используемая для защиты органов дыхания, должна отвечать требованиям и быть пригодной для ее применения с дымозащитными очками. Может также использоваться маска, закрывающая все лицо.

Очки и маска, предназначенные для защиты глаз, не должны препятствовать выполнению предписанных функций с точки зрения ограничения поля зрения, запотевания стекол, искажения рассматриваемых предметов и их цвета, а также должны позволять применять очки с диоптрийной коррекцией, имеющие оправу установленного образца.

Для перемещения в разгерметизированной кабине или задымленных отсеках должен быть предусмотрен переносной кислородный прибор (блок) легочного автоматического типа с источником, емкостью не менее 300 литров, приведенных к нормальным расчетным условиям (давление 760 мм рт. ст. (1013,2 мбар), температура

20 °С). Прибор (блок) должен быть оборудован дымозащитной маской, закрывающей все лицо, и размещен в кабине экипажа.

#### **Параграф 5. Кислородное оборудование для пассажиров и бортпроводников**

430. Для защиты от кислородного голодания пассажиров на ВС должны применяться стационарные кислородные системы или переносное оборудование. При этом должны быть использованы кислородные маски непрерывной подачи, достаточно плотно прилегающие к лицу, имеющие простое крепление, удерживающее маску в нужном положении. Переносные кислородные приборы могут быть приспособлены для одновременного подключения к ним 2-4 масок.

На воздушных судах с герметической кабиной при высоте в кабине более 4500 метров, определенной в соответствии с пунктом 419 настоящих Норм, общее число кислородных точек (штуцеров и масок) должно превышать число мест на ВС не менее чем на 10 %. Кислородные точки должны располагаться вблизи каждого места пассажира, а также по возможности равномерно по всей кабине. После подачи масок они должны находиться в поле обзора и в зоне досягаемости пассажиров, находящихся на своих местах. В каждой туалетной и умывальной комнатах должно быть установлено по две кислородные точки.

Подача кислорода пассажирам после разгерметизации кабины производится следующим образом:

при высоте в кабине более 4200+300 метров все кислородные маски автоматически подаются, кислород подведен, но подачи нет. Подача кислорода начинается одновременно с надеванием маски; при высоте в кабине 4200+300 метров и ниже приведение в действие кислородных масок производится бортпроводником.

431. Терапевтическое питание пассажиров кислородом должно обеспечиваться с помощью переносных кислородных приборов (блоков) или кислородных точек стационарной системы.

432. Каждый бортпроводник, занятый оказанием помощи пассажирам после разгерметизации кабины, должен быть обеспечен маской с переносным кислородным прибором (блоком) с запасом кислорода не менее чем на 15 минут питания. Бортпроводники, на которых согласно Руководства по летной эксплуатации возложены функции оказания помощи пассажирам при задымлении кабины, должны быть дополнительно обеспечены дымозащитными масками. Прибор с подстыкованной к нему дымозащитной маской должен соответствовать требованиям настоящих Норм и должен быть установлен в месте, легкодоступном для бортпроводника.

#### **Параграф 6. Безопасность использования и размещения кислородного оборудования на ВС**

433. В стационарной кислородной системе должно быть предусмотрено устройство для стравливания кислорода из баллонов за борт в случае аварийного повышения давления при пожаре.

434. При размещении кислородного оборудования на ВС должны быть выполнены следующие требования:

элементы кислородного оборудования не должны располагаться в пожароопасной зоне и должны быть защищены от нагрева, распространяющегося за пределы такой зоны;

элементы кислородного оборудования должны устанавливаться таким образом, чтобы вытекающий наружу кислород, как при нормальной их работе, так и в случае поломки не мог вызвать воспламенения скопления масел, жидкостей или паров, имеющего место при нормальной работе, отказе или поломке какого-либо другого оборудования;

элементы кислородного оборудования должны быть удалены от элементов электрооборудования, содержащих негерметичные источники искрообразования;

источники кислорода и трубопроводы, соединяющие источники кислорода с перекрывными и редуцирующими устройствами, должны размещаться так, чтобы свести к минимуму возможность и опасность их разрушения при аварийной посадке.

#### **Параграф 7. Эксплуатация кислородного оборудования**

435. Конструкция кислородного оборудования и его размещение на ВС должны обеспечивать удобство пользования управляющими и контролирующими органами в полете и доступ к элементам кислородного оборудования при его обслуживании.

Источники кислорода, находящиеся на ВС, должны иметь устройства контроля запаса кислорода. Для контроля запаса кислорода в стационарных кислородных системах такие устройства должны быть расположены также в кабине экипажа.

436. Должно быть предусмотрено устройство, позволяющее членам экипажа контролировать подачу кислорода в маску.

437. Все кислородные маски должны быть приспособлены для легкой очистки и дезинфекции. Желательно, чтобы для кислородных масок членов экипажа эти операции могли быть выполнены с помощью специальной бортовой аптечки.

438. На воздушных судах оборудованных аварийной кислородной системой, перед полетом пассажирам должны быть сообщены и продемонстрированы правила и методы пользования кислородными масками. С этой целью на ВС должны быть предусмотрены демонстрационные маски и места их размещения.

#### **Параграф 8. Герметические кабины, системы кондиционирования и регулирования давления воздуха**

439. Система кондиционирования воздуха должна соответствовать требованиям по расходу, давлению и скорости его изменения, температуре, влажности, газовому составу и скорости движения воздуха в кабине в ожидаемых условиях эксплуатации на земле, а также на всех этапах и режимах полета.

Требования распространяются на ВС как с герметическими, так и с негерметическими кабинами.

440. Воздух в кабине ВС, в том числе на выходе из системы кондиционирования воздуха, должен отвечать следующим санитарно-гигиеническим требованиям. Содержание окиси углерода не должно быть выше 20 мг/м<sup>3</sup>, окислов азота - 5 мг/м<sup>3</sup>, паров топлива (в пересчете на углерод) - 300 мг/м<sup>3</sup>, ароматических углеводородов - 5 мг/м<sup>3</sup>, паров и аэрозолей синтетических смазочных масел - 2 мг/м<sup>3</sup>, паров и аэрозолей минеральных смазочных масел 5 мг/м<sup>3</sup>, фторорганических соединений - 0,5 мг/м<sup>3</sup> (в пересчете на фтористый водород), формальдегида - 0,5 мг/м<sup>3</sup>, альдегидов (суммарно) - 0,6 мг/м<sup>3</sup>. Средневзвешенная концентрация озона в воздушной среде кабины на высотах свыше 7000 м с продолжительностью полета до трех часов, включая время набора высоты и снижения, не должна превышать 0,2 мг/м<sup>3</sup>.

При продолжительности полета свыше трех часов средневзвешенная концентрация озона в воздушной среде кабины не должна превышать 0,1 мг/м<sup>3</sup> за все время полета.

При совместном присутствии в воздухе кабины двух или нескольких веществ однонаправленного биологического действия сумма отношений фактических концентраций каждого из них по их предельно допустимым концентрациям не должно быть выше единицы. Не допускается присутствие других вредных веществ, влияющих на работоспособность и здоровье экипажа и пассажиров.

441. Наддув кабины должен осуществляться не менее чем от двух источников сжатого воздуха. При этом система кондиционирования воздуха должна состоять не менее чем из двух независимых подсистем. При выходе из строя одной из них или при прекращении подачи воздуха от 50 % источников сжатого воздуха температура в кабине не должна падать ниже +5 °С и не должна превышать значений в зависимости от времени работы системы после возникновения отказа. При отказе 50 % источников сжатого воздуха должна обеспечиваться подача его от оставшихся источников ко всем потребителям.

442. Температура воздуха в кабине экипажа и в пассажирской кабине должна задаваться независимо. Изменение параметров воздуха, подаваемого в одну из них, не должно приводить к изменению параметров воздуха в другой. Указанное требование не применяются при одновременном выполнении следующих условий:

- 1) общий объем кабины экипажа и пассажирской кабины не превышает 23 м<sup>3</sup>;
- 2) система подачи воздуха в кабины и воздухообмена между ними обеспечивает температуру в кабинах экипажа и пассажиров, с разницей не более 3 °С;

3) экипажу обеспечена возможность регулирования температуры в кабине.

443. Система кондиционирования должна иметь запорные устройства включения и отключения ее от источников сжатого воздуха. Время аварийного отключения системы кондиционирования от источников сжатого воздуха не должно превышать 10 секунд.

444. Питание электрических приводов запорных устройств системы кондиционирования воздуха, агрегатов системы регулирования давления и распределителей, регулирующих температурный режим и подачу воздуха в кабину.

445. Размещение трубопроводов и агрегатов системы кондиционирования воздуха должно быть таким, чтобы при их возможном разрушении воздействие горячего воздуха с температурой более  $200^{\circ}\text{C}$  на элементы конструкции и другие системы ВС не приводило к ситуации хуже сложной.

446. Конструкция теплозвукоизоляции кабины ВС должна выполняться таким образом, чтобы максимально сократить скапливание в ней влаги. Должны быть приняты меры для предотвращения накопления влаги в фюзеляже.

447. Все агрегаты систем кондиционирования и регулирования давления должны быть работоспособны:

1) в условиях максимальных возможных вибраций в месте их установки (пункты 1248 - 1249 настоящих Норм);

2) при крайних значениях температуры рабочей среды в месте их установки (пункты 1248 - 1249 настоящих Норм);

3) при температуре и влажности окружающего воздуха в ожидаемых условиях эксплуатации и пункты 1248 - 1249 настоящих Норм.

448. При прекращении подачи воздуха от половины источников сжатого воздуха (наддува) в случае отказа последних или при выходе из строя половины подсистем системы кондиционирования, количество подаваемого воздуха на каждого пассажира должно быть не менее 12 кг/ч, а на каждого члена экипажа не менее 24 кг/ч.

449. Снижение относительной влажности воздуха в кабине не должно оказывать вредного воздействия на экипаж.

450. На всех этапах полета должно обеспечиваться поддержание в кабинах ВС установившейся температуры воздуха в пределах  $17-25^{\circ}\text{C}$ .

Указанные значения температуры воздуха должны достигаться не более чем через 20 мин после взлета при условии наземной подготовки.

451. На земле в ожидаемых условиях эксплуатации при пониженных температурах наружного воздуха система кондиционирования воздуха должна обеспечивать температуру воздуха в кабинах не ниже  $+10^{\circ}\text{C}$ . При повышенных температурах наружного воздуха (более  $+33^{\circ}\text{C}$ ) система должна обеспечивать снижение температуры в кабинах на  $8^{\circ}\text{C}$  по сравнению с наружной. Не допускается сосредоточенная подача воздуха в кабину.



452. Температура отдельных поверхностей интерьера, до которых могут дотронуться пассажиры и члены экипажа, не должна превышать  $+50^{\circ}\text{C}$  или быть ниже  $+5^{\circ}\text{C}$ .

453. Температура горячего воздуха, подаваемого на обогрев кабин, на выходе из раздаточных устройств не должна превышать  $100^{\circ}\text{C}$  (рекомендуемое значение  $80^{\circ}\text{C}$ ). С этой целью в системе должны быть предусмотрены устройства, исключающие подачу более горячего воздуха.

454. Система кондиционирования воздуха должна иметь средства сигнализации, предупреждающие экипаж о приближении или достижении эксплуатационных ограничений.

455. Для герметической кабины должны быть заявлены максимальное избыточное давление (положительное и отрицательное), допустимое любым ограничивающим давлением устройством, максимальное эксплуатационное (рабочее) избыточное давление и максимальная высота полета. Эти ограничения должны быть указаны в эксплуатационной документации.

Под герметической кабиной подразумевается наддуваемый объем фюзеляжа ВС, в котором поддерживается избыточное, т.е. повышенное по отношению к внешней атмосфере, и регулируемое по определенной программе давление воздуха.

456. В ожидаемых условиях эксплуатации барометрическая высота в гермокабине не должна быть более 2400 метров во всем диапазоне высот полета.

457. Герметическая кабина, устройства подачи воздуха и система регулирования давления должны быть сконструированы таким образом, чтобы в случае их отказа или неисправности пассажиры не подвергались опасности, при этом:

1) высота в кабине не должна превышать 3000 метров после любого умеренно вероятного отказа;

2) высота в кабине не должна превышать 4500 метров после любого маловероятного отказа.

При этом должно быть показано, что, применяя предусмотренные Руководством по летной эксплуатации процедуры, возможно уменьшить высоту в кабине до 2400 метров на оставшуюся часть полета или обеспечить кислородное питание для находящихся на борту лиц и завершить полет.

458. При любых умеренно вероятных отказах системы кондиционирования воздуха и системы регулирования давления воздуха в гермокабине скорость изменения давления воздуха в гермокабине не должна превышать 5 мм рт. ст./с на повышение давления и 10 мм рт. ст./с на понижение.

459. На всех режимах полета, предусмотренных в Руководстве по летной эксплуатации, система регулирования давления воздуха в гермокабине должна автоматически ограничивать максимальное положительное избыточное давление при

максимальной подаче воздуха в кабину и максимальный обратный перепад давления при отсутствии подачи.

460. Система регулирования давления воздуха в гермокабине должна обеспечивать экипажу возможность в особых ситуациях снизить избыточное давление в герметической кабине до величины, обеспечивающей безопасное открытие входных дверей, аварийных люков и форточек. Должна быть предусмотрена защита от непреднамеренного включения разгерметизации.

461. Система регулирования давления воздуха в гермокабине должна предотвращать в случае аварийной посадки ВС на воду попадание ее внутрь гермокабины через выпускные клапаны, если они расположены ниже ватерлинии.

462. Система регулирования давления воздуха в гермокабине должна иметь средства сигнализации, предупреждающие экипаж о приближении к эксплуатационным ограничениям по избыточному давлению в кабине и высоте в ней.

## **Глава 10. Аварийно-спасательные средства и аварийные выходы**

**Сноска. Заголовок главы 10 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).**

### **Параграф 1. Аварийно-спасательное оборудование**

463. ВС должно быть оснащено комплексом бортового аварийно-спасательного оборудования, удовлетворяющим требованиям настоящих Норм, с целью сведения к минимуму возможности травмирования пассажиров и членов экипажа и обеспечения возможности их эвакуации в случае аварийной посадки ВС.

464. В зоне возможных перемещений головы, туловища и ног человека, зафиксированного в кресле, должны отсутствовать элементы конструкции и оборудования, которые могут его травмировать при воздействии перегрузок при аварийной посадке ВС.

465. Выступающие элементы конструкции и оборудования кабин ВС, которые могут травмировать людей, сидящих при взлете и посадке или передвигающихся по ВС в нормальном полете, на стоянке и при аварийной эвакуации, должны иметь закругленные обводы углов или мягкую обивку.

466. Если ВС разделено на отдельные кабины (салоны), ширина прохода между которыми меньше, то каждая кабина (салон) в отдельности должна удовлетворять требованиям пункта 418 настоящих Норм.

467. Все гражданские самолеты, на борту которых разрешен провоз более 19 пассажиров, оснащаются как минимум одним автоматическим аварийным приводным передатчиком системы КОСПАС – САРСАТ (ELT – сокращенная аббревиатура на

английском языке), за исключением самолетов, сертификаты летной годности которых впервые выданы после 1 июля 2008 года и, которые оснащаются как минимум двумя ELT, один из которых является автоматическим.

Все гражданские самолеты, на борту которых разрешен провоз 19 или менее пассажиров, оснащаются как минимум одним ELT любого типа, за исключением самолетов, сертификаты летной годности которых впервые выданы после 1 июля 2008 года, и которые оснащаются как минимум одним автоматическим ELT.

Все гражданские вертолеты, выполняющие полеты в соответствии с летно-техническими характеристиками классов 1 и 2, оснащаются как минимум одним автоматическим ELT, а при полетах над водным пространством для выполнения авиационных работ, как минимум одним автоматическим ELT и одним аварийно-спасательным приводным передатчиком (ELT(S) – сокращенная аббревиатура на английском языке) на спасательный плот или спасательный жилет.

Все гражданские вертолеты, выполняющие полеты в соответствии с летно-техническими характеристиками класса 3, оснащаются как минимум одним автоматическим ELT, а при выполнении полетов над водным пространством на расстоянии от суши, превышающим предельную дальность полета в режиме планирования или безопасной вынужденной посадки, как минимум одним автоматическим ELT и одним ELT(S) на спасательный плот или спасательный жилет.

468. Все гражданские воздушные суда легкой и сверхлегкой авиации оснащаются как минимум одним ELT любого типа и/или переносными устройствами зависимого наблюдения системы глобального позиционирования.

## **Параграф 2. Кресла и средства фиксации**

469. Для каждого человека, находящегося на борту ВС, должно быть предусмотрено кресло (сиденье) с соответствующими средствами фиксации.

Каждое кресло (сиденье), узлы его крепления к ВС, средства фиксации в нем человека и узлы их крепления к креслу (сиденью, конструкции ВС) должны быть спроектированы.

При этом масса пассажира и бортпроводника должна приниматься равной 80 кг, а члена экипажа - 90 кг.

Кресла (сиденья) пассажиров и бортпроводников должны быть установлены по направлению или против направления полета ВС. При установке кресел против направления полета ВС должна быть обеспечена опора для головы человека при аварийной посадке ВС.

Кресла всех членов экипажа должны быть оснащены поясными и плечевыми привязными ремнями. Кресла летного состава экипажа должны быть также оснащены механизмом автоматического стопорения плечевых привязных ремней.

Кресла бортпроводников должны располагаться около аварийных выходов, находящихся на уровне пола кабины.

Если количество бортпроводников превышает количество аварийных выходов, находящихся на уровне пола кабины, то остальные бортпроводники могут располагаться в любом другом месте пассажирской кабины, в зависимости от их функциональных обязанностей и распределения пассажиров в кабине.

470. Кресла пассажиров должны быть оснащены:

- 1) поясными привязными ремнями, или;
- 2) поясными и плечевыми привязными ремнями, или;

3) поясными привязными ремнями и энергопоглощающей опорой, поддерживающей туловище и голову человека.

471. Регулируемые, складываемые и поворотные кресла (сиденья) должны быть спроектированы так, чтобы в предписанных положениях они не перемешались в узлах крепления в условиях нагружения. Должна быть обеспечена фиксация этих кресел (сидений) при их установке в рабочее и нерабочее положения.

### **Параграф 3. Аварийные выходы для экипажа**

472. В кабине экипажа ВС должны быть предусмотрены легкодоступные аварийные выходы для экипажа по одному на каждом борту фюзеляжа или в виде одного верхнего люка.

Подобные выходы можно не предусматривать на ВС с количеством пассажирских мест не более двадцати, если экипаж может воспользоваться аварийными выходами для пассажиров, расположенными в непосредственной близости от кабины экипажа.

473. Аварийные выходы для экипажа должны иметь размеры по проему не менее:

- 1) бортовые выходы - 480 x 510 миллиметров;
- 2) верхний люк - 500 x 510 миллиметров при прямоугольной форме или диаметр 640 миллиметров при круглой форме люка.

В качестве аварийных выходов для экипажа могут быть использованы форточки, если в их проем может быть вписан установленный аварийный выход.

474. На ВС должна быть предусмотрена дверь из кабины экипажа в пассажирскую кабину (вестибюль), которая должна:

- 1) открываться в сторону пассажирской кабины;
- 2) иметь замок, закрываемый из кабины экипажа;
- 3) иметь оптический "глазок", обеспечивающий обзор из кабины экипажа пространства перед закрытой дверью;
- 4) фиксироваться в открытом положении.

### **Параграф 4. Аварийные выходы для пассажиров.**

#### **Типы и расположение аварийных выходов**

475. Типы и общее расположение аварийных выходов для пассажиров должны соответствовать требованиям, установленным в пункте 459 настоящих Норм.

476. В случае типа I, выход должен иметь проем прямоугольной формы шириной не менее 610 миллиметров и высотой не менее 1220 миллиметров с радиусом закруглений углов не более  $1/3$  ширины проема.

Выход типа I должен располагаться на уровне пола кабины.

477. В случае типа II, выход должен иметь проем прямоугольной формы шириной не менее 510 миллиметров и высотой не менее 1120 миллиметров с радиусом закруглений углов не более  $1/3$  ширины проема.

Выход типа II должен быть на уровне пола кабины, если он не расположен над крылом. При расположении выхода над крылом его нижняя кромка внутри ВС должна находиться на высоте от пола не более 250 миллиметров, а расстояние от нижней кромки выхода снаружи ВС до поверхности крыла, на которую ступает человек при выходе, не должно превышать 430 миллиметров.

478. В случае типа III, выход должен иметь проем прямоугольной формы шириной не менее 510 миллиметров и высотой не менее 910 миллиметров с радиусом закруглений углов не более  $1/3$  ширины проема.

Выход типа III должен располагаться выше уровня пола кабины, при этом его нижняя кромка внутри ВС должна находиться на высоте от пола кабины не более 510 миллиметров. При расположении выхода над крылом расстояние от нижней кромки выхода снаружи ВС до поверхности крыла, на которую ступает человек при выходе, не должно превышать 690 миллиметров.

479. В случае типа IV, выход должен иметь проем прямоугольной формы шириной не менее 480 миллиметров и высотой не менее 660 миллиметров с радиусом закруглений углов не более  $1/3$  ширины проема.

Выход типа IV должен располагаться над крылом, при этом его нижняя кромка внутри ВС должна находиться на высоте от пола кабины не более 740 миллиметров, а расстояние от нижней кромки выхода снаружи ВС до поверхности крыла, на которую ступает человек при выходе, не должно превышать 910 миллиметров.

480. В случае подфюзеляжного выхода, выход представляет собой выход из пассажирской кабины через обшивку нижней части фюзеляжа. Размер и форма выхода данного типа должны соответствовать выходу типа I (при нормальном положении ВС на земле).

481. В случае выхода в хвостовой части (конусе) фюзеляжа, выход представляет собой выход в хвостовой части фюзеляжа из пассажирской кабины через обшивку и открываемый хвостовой обтекатель (конус) фюзеляжа.

Выход данного типа должен соответствовать, как минимум, выходу типа III.

В случае типа А, аварийный выход может быть определен как выход типа А, если он удовлетворяет следующим требованиям:

1) выход должен иметь проем прямоугольной формы шириной не менее 1070 миллиметров и высотой не менее 1830 миллиметров с радиусом закруглений углов не более  $1/6$  ширины проема;

2) выход должен располагаться на уровне пола кабины;

3) если имеется только один продольный проход, то выход должен располагаться так, чтобы поток пассажиров направлялся к нему по продольному проходу, как из носовой, так и хвостовой частей пассажирской кабины;

4) от каждого выхода до ближайшего продольного прохода должен быть свободный поперечный проход шириной не менее 910 миллиметров;

5) если имеются два или более продольных проходов, то между ними должны быть свободные поперечные проходы шириной не менее 510 миллиметров, ведущие к поперечным проходам от ближайшего продольного прохода до аварийного выхода;

6) около каждого такого выхода должно быть предусмотрено, как минимум, одно кресло для бортпроводника;

7) около каждого выхода с обеих сторон поперечного прохода должны быть предусмотрены свободные места глубиной не менее 300 миллиметров и шириной не менее 600 миллиметров, для того чтобы члены экипажа могли оказывать помощь при эвакуации пассажиров, не уменьшая установленную в данном пункте ширину поперечного прохода;

8) каждый выход, расположенный не над крылом, для которого требуется вспомогательное средство, должен быть оснащен двухдорожечным аварийным трапом или эквивалентным средством, обеспечивающим эвакуацию людей двумя автономными потоками;

9) каждый выход, расположенный с превышением над крылом более 430 миллиметров, должен быть оснащен вспомогательным средством, для облегчения спуска эвакуирующихся на крыло.

482. Аварийные выходы над крылом, должны быть расположены таким образом, чтобы обеспечивался безопасный выход человека на крыло при нормальном положении ВС на земле и любом возможном его положении, соответствующем поломке одной или более стоек шасси.

483. Выходы, размеры которых превышают, независимо от того, прямоугольной они формы или нет, могут применяться в том случае, если:

1) проем выхода установленного типа может быть вписан в проем этого выхода;

2) основание проема этого выхода имеет плоскую горизонтальную поверхность шириной не менее ширины нижней кромки проема выхода установленного типа;

3) расстояние от нижней кромки этого выхода до пола кабины и поверхности крыла, на которую ступает человек при выходе, не превышает значения этих расстояний для выхода установленного типа.

484. Аварийные выходы для пассажиров необходимо располагать по длине фюзеляжа с учетом следующих факторов:

- 1) размещения пассажиров в кабине и обеспечения их беспрепятственного подхода к аварийным выходам;
- 2) предотвращения перемещений пассажиров через потенциально опасные зоны (горячих частей двигателей, вращающихся винтов).

485. Если требуется только по одному аварийному выходу на уровне пола кабины с каждого борта фюзеляжа и не предусмотрен подфюзеляжный выход в хвостовой части (конусе) фюзеляжа, то выходы на уровне пола должны располагаться в хвостовой части пассажирской кабины (если только другое их расположение не улучшает условия аварийной эвакуации пассажиров).

486. Если требуется более одного аварийного выхода на уровне пола кабины с каждого борта фюзеляжа, то должно быть предусмотрено, как минимум, по одному выходу на уровне пола кабины с каждого борта фюзеляжа поблизости от носовой и хвостовой частей пассажирской кабины.

#### **Параграф 5. Количество аварийных выходов**

487. Минимальное количество и типы аварийных выходов для пассажиров с каждого борта фюзеляжа должны соответствовать количеству пассажирских мест на ВС.

488. При увеличении пассажировместимости ВС при его модификации или при создании ВС с максимальным количеством пассажирских мест свыше 179, но не более 299, количество и типы аварийных выходов, расположенных по одному на обоих бортах фюзеляжа.

Если в результате проведенных исследований и испытаний по эвакуации будет доказана возможность увеличения пропускной способности аварийного выхода при увеличении его размеров в пределах от размеров выхода типа I до размеров выхода типа A, то допускается увеличение количества пассажирских мест, приходящихся на каждый такой выход, в соответствии с результатами исследований и испытаний.

489. При количестве пассажирских мест свыше 299 каждый аварийный выход на борту фюзеляжа должен быть выходом типа A или типа I. На каждую пару выходов типа A, расположенных по одному на обоих бортах фюзеляжа, разрешается иметь не более 100 пассажирских мест, а на каждую пару выходов типа I - не более 45 пассажирских мест.

490. Если в дополнение к требуемым бортовым аварийным выходам предусмотрен подфюзеляжный аварийный выход или выход в хвостовой части (конусе) фюзеляжа, обеспечивающий скорость эвакуации пассажиров не менее скорости эвакуации через

выход типа III, когда ВС находится в положении, наименее благоприятном для эвакуации, соответствующем поломке одной или более стоек шасси, допускается увеличение количества пассажирских мест сверх пределов:

- 1) для подфюзеляжного выхода на 12 дополнительных пассажирских мест;
- 2) для выхода в хвостовой части (конусе) фюзеляжа, имеющего проем в герметичной перегородке на уровне пола кабины высотой не менее 1530 мм и оснащенного вспомогательным средством на 25 дополнительных пассажирских мест;
- 3) для выхода в хвостовой части (конусе) фюзеляжа, имеющего проем в герметичной перегородке, соответствующий, как минимум, выходу типа III, верхняя кромка которого находится на высоте не менее 1420 мм от пола кабины, на 15 дополнительных пассажирских мест.

491. ВС, на которых расположение крыла не позволяет иметь аварийные выходы над крылом, вместо каждого выхода типа IV должен применяться выход, соответствующий, как минимум, выходу типа III.

492. Каждый аварийный выход в пассажирской кабине, установленный сверх минимального необходимого количества аварийных выходов, должен соответствовать требованиям настоящих Норм.

#### **Параграф 6. Аварийные выходы при посадке на воду**

493. Если аварийные выходы, предусмотренные на ВС, не отвечают требованиям настоящих Норм, то должны быть предусмотрены дополнительные аварийные выходы, удовлетворяющие этим требованиям.

494. На ВС с количеством 10 пассажирских мест и менее должен быть предусмотрен выход на каждом борту фюзеляжа, соответствующий, как минимум, выходу типа IV, нижняя кромка которого находится выше ватерлинии.

495. На ВС с количеством 11 пассажирских мест и более должен быть предусмотрен выход на каждом борту фюзеляжа, соответствующий, как минимум, выходу типа III, нижняя кромка которого находится выше ватерлинии. При этом на каждую группу пассажиров из 35 человек или часть такой группы должно быть предусмотрено не менее двух выходов (по одному на каждом борту фюзеляжа).

Если в результате проведенных исследований или испытаний будет доказана возможность улучшения условий эвакуации пассажиров при использовании выходов больших размеров или другим способом, то можно увеличить количество пассажиров, приходящихся на каждый выход.

496. Если боковые выходы не могут находиться выше ватерлинии, то они должны быть заменены равным количеством легкодоступных верхних аварийных люков размерами не менее размеров выхода типа III.

На ВС с количеством 36 пассажирских мест и менее, два боковых выхода типа III можно заменить одним верхним аварийным выходом.



## Параграф 7. Устройство аварийных выходов

497. Каждый аварийный выход должен открываться изнутри и снаружи ВС. Аварийные выходы для экипажа в виде форточек могут открываться только изнутри ВС, если имеются другие аварийные выходы, расположенные в непосредственной близости от кабины экипажа и обеспечивающие легкий доступ в нее и эвакуацию из этой кабины.

498. Двери и крышки аварийных выходов должны, как правило, открываться наружу ВС. Двери и крышки, открывающиеся внутрь ВС, могут применяться только при наличии средств, предотвращающих скопление около двери или крышки внутри ВС такого количества людей, которое может помешать ее открытию.

Двери аварийных выходов должны автоматически фиксироваться в полностью открытом положении с обеспечением возможности последующей их расфиксации вручную.

499. Должна быть обеспечена возможность открытия каждого аварийного выхода при отсутствии деформации фюзеляжа:

1) с усилием не более 15 кгс, необходимым для приведения в действие средств (рукоятки) открытия выхода, при нахождении ВС на земле в нормальном положении и любом возможном положении, соответствующем поломке одной или более стоек шасси;

2) в течение не более 10 секунд от момента начала приведения в действие средств открытия выхода до момента его полного открытия.

500. Средства и способы открытия аварийных выходов должны быть простыми, удобными и одинаковыми для однотипных аварийных выходов. Открытие каждого аварийного выхода должно осуществляться одним человеком без применения вспомогательных приспособлений (инструмента, ключей, съемных ручек).

Приведение в действие средств открытия аварийных выходов должно осуществляться одной двумя простыми операциями.

501. Должны быть предусмотрены устройства для запираания каждого аварийного выхода в пассажирской кабине и предотвращения возможности его самопроизвольного открытия в полете, а также случайного открытия людьми, находящимися в ВС, и в результате отказа любого одного элемента запирающего устройства.

Члены экипажа (бортпроводники) должны иметь возможность визуального осмотра запирающего устройства, для того чтобы убедиться, что все аварийные выходы в пассажирской кабине полностью заперты.

Кроме того, в кабине экипажа должна быть предусмотрена сигнализация закрытого положения аварийных выходов.

502. Должны быть приняты конструктивные меры для снижения возможности заклинивания аварийных выходов в результате деформации фюзеляжа при аварийной посадке ВС.

503. Каждый аварийный выход, за исключением аварийных выходов, расположенных над крылом, нижняя кромка которого находится на высоте 1800 миллиметров и более от поверхности земли при нормальном положении ВС и любом возможном его положении, соответствующем поломке одной или более стоек шасси, должен быть оснащен вспомогательным средством для обеспечения безопасного спуска пассажиров и экипажа на землю.

504. Вспомогательным средством каждого аварийного выхода для пассажиров должен быть самостоятельно поддерживающийся в рабочем положении аварийный трап или другое эквивалентное средство, которое должно:

1) автоматически вводиться в действие в процессе открытия аварийного выхода изнутри ВС. При этом на каждом аварийном выходе для пассажиров, который является также входной или служебной дверью, должны быть предусмотрены средства для предотвращения ввода их в действие при открытии двери изнутри и снаружи ВС в условиях обычной эксплуатации;

2) автоматически принимать рабочее положение в течение не более 10 секунд от начала открытия аварийного выхода;

3) обеспечивать безопасный спуск людей при нормальном положении ВС на земле и при разрушении одной или более стоек шасси;

4) самостоятельно принимать нормальное рабочее положение при скорости ветра до 13 м/с любого направления.

505. Вспомогательным средством для аварийных выходов экипажа может быть аварийный трап, аварийный канат или другое эквивалентное средство.

Аварийный канат должен:

1) иметь достаточную длину и диаметр не менее 15 миллиметров с узлами через 400 миллиметров по всей его длине;

2) крепиться над верхней кромкой проема аварийного выхода или около нее;

3) выдерживать вместе с узлами крепления статическую нагрузку 180 кгс.

506. От каждого надкрыльевого аварийного выхода для эвакуации людей должны быть предусмотрены пути, имеющие нескользкую поверхность, за исключением поверхностей закрылков, используемых для соскальзывания людей на землю.

Ширина пути эвакуации должна быть не менее 1070 миллиметров для аварийных выходов типа А и не менее 600 миллиметров для всех остальных аварийных выходов, за исключением случаев когда предусмотрены специальные средства для упорядочения движения эвакуирующихся людей.

507. Если то место крыла, на котором заканчивается путь эвакуации людей через надкрыльевые аварийные выходы, находится от поверхности земли на расстоянии 1800

миллиметров и более при нормальном положении ВС на земле с выпущенным шасси, то должно быть предусмотрено средство для облегчения спуска людей на землю.

Это средство должно обеспечивать безопасный спуск людей при нормальном положении ВС и любом возможном его положении, соответствующем поломке одной или более стоек шасси.

Если путь эвакуации проходит по закрылку, то высота расположения его задней кромки должна измеряться при отклонении закрылка на минимальный посадочный угол, указанный в Руководстве по летной эксплуатации, в том числе и при особых случаях полета.

508. Кромки аварийных выходов, в том числе и форточек кабины экипажа, не должны иметь острых краев, выступов, представляющих опасность для пассажиров и экипажа при их аварийной эвакуации.

509. Если для открытия аварийного выхода применяются силовые приводы, то должна быть обеспечена возможность открытия выхода вручную.

510. Если аварийный выход оснащен предохранительным ограждением (лентой), то должны быть предусмотрены средства для ее фиксации в полете в положении, при котором она не перекрывает проем аварийного выхода.

511. Каждая входная дверь для пассажиров на борту фюзеляжа в пассажирской кабине должна классифицироваться как аварийный выход типов А, I и II и должна соответствовать требованиям, предъявляемым к аварийным выходам этого типа.

Если у такой двери установлен эксплуатационный трап, то он должен быть спроектирован таким образом, чтобы после воздействия установленных нагрузок и при поломке одной или более стоек шасси трап не ухудшил условия эвакуации людей через этот выход.

512. В каждой двери и крышке аварийного выхода должны быть предусмотрены иллюминаторы или другие эквивалентные устройства, которые должны обеспечивать:

1) осмотр перед открытием аварийного люка поверхности земли, где должны находиться нижние концы установленных в рабочее положение вспомогательных средств для спуска людей на землю, при нормальном положении ВС;

2) освещение внутри фюзеляжа в светлое время суток подходов и проходов к аварийным выходам, средств открытия аварийных выходов, маркировки и аварийно-спасательного оборудования, размещенного около аварийного выхода.

Допускается использование иллюминаторов, расположенных в непосредственной близости от аварийного выхода, для освещения внутри фюзеляжа.

## **Параграф 8. Маркировка**

513. На ВС должна быть предусмотрена маркировка всего комплекса аварийно-спасательного оборудования.

514. Маркировка и расположение каждого аварийного выхода для пассажиров должны быть контрастны по отношению к фону и различимы на расстоянии, равном ширине кабины.

515. Расположение каждого аварийного выхода для пассажиров должно быть обозначено надписью "Выход" (при необходимости - с указывающей стрелкой), видимой пассажирам и экипажу при их подходе к выходу по продольному проходу с расстояния, равного ширине кабины.

Надписи должны располагаться:

1) для указания расположения выхода - над проходом около каждого аварийного выхода для пассажиров или в другом месте на потолке, если это более удобно, за исключением тех случаев, когда одна надпись служит для указания расположения более чем одного выхода, если каждый из этих выходов может быть легко обнаружен от этой надписи;

2) для обозначения аварийного выхода - над или рядом с каждым аварийным выходом для пассажиров, за исключением тех случаев, когда одна надпись служит для обозначения двух аварийных выходов, если оба они хорошо видны от этой надписи;

3) для указания аварийных выходов за перегородкой, разделяющей пассажирские кабины, - на каждой перегородке.

516. Для каждого аварийного выхода внутри ВС должны быть предусмотрены маркировка возле средства (ручки) открытия и инструкция по открытию выхода, которые должны выполняться:

1) для каждого аварийного выхода - в виде надписи на выходе или около него, которую можно прочесть с расстояния не менее 760 миллиметров. Кроме того, средства открытия аварийных выходов типов III и IV должны быть освещены с начальной яркостью не менее 0,5 кд/м<sup>2</sup>. Если средства открытия этих выходов закрыты крышкой, то должна быть предусмотрена надпись с указанием о снятии крышки, освещаемая с начальной яркостью не менее 0,5 кд/м<sup>2</sup>;

2) для каждого аварийного выхода типов А, I и II с механизмом, открываемым вращательным движением ручки в виде:

стрелки красного (или другого контрастного с фоном) цвета шириной не менее 20 миллиметров с основанием острия вдвое большей ширины, занимающей не менее 70<sup>0</sup> длины дуги с радиусом, который равен не менее 3/4 длины ручки;

слов "Открыто" и "Закрыто", написанных буквами красного (или другого контрастного с фоном) цвета, высотой не менее 25 миллиметров, горизонтально около острия и основания стрелки соответственно;

ограничительных черных или красных меток около слов "Открыто" или "Закрыто", показывающих соответствующие крайние положения ручки.

517. Каждый аварийный выход, открываемый снаружи, и средства его открытия должны иметь соответствующую маркировку снаружи фюзеляжа, показывающую его расположение и указывающую способ его открытия.

518. Наружная маркировка каждого аварийного выхода для пассажиров, расположенного на каждом борту фюзеляжа, должна включать цветную окантовку выхода шириной 50 миллиметров.

519. Каждая наружная маркировка, включая цветную окантовку выхода, должна контрастировать по цвету с окружающей поверхностью фюзеляжа так, чтобы ее можно было легко различить.

520. Если средства открытия аварийного выхода расположены только на одном борту фюзеляжа, то заметная маркировка с указанием этой особенности должна быть нанесена на другом борту фюзеляжа.

521. Около надкрыльевых аварийных выходов на поверхности крыла должны быть нанесены стрелки-указатели черного цвета прерывистыми линиями шириной 40 миллиметров на светлом фоне крыла, указывающие направление эвакуации людей, при этом отношение контрастности поверхности крыла и маркировки должно быть не менее 5:1.

522. Если снаружи фюзеляжа предусмотрены места вскрытия дополнительных аварийных выходов, то эти места должны быть обозначены уголками размерами 90 x 90 x 30 миллиметров с надписью "Вскрывать в этой зоне". Цвет уголков и надписей должен контрастировать с цветом фюзеляжа. Если расстояние между уголками превышает 2000 миллиметров, то между ними должны быть нанесены промежуточные метки размером 90 x 30 миллиметров.

523. Надписи, относящиеся к аварийно-спасательному оборудованию, внутри и снаружи ВС должны быть выполнены, как правило, на государственном и английском языках - черными буквами на белом фоне.

По соглашению между государством-изготовителем и государством регистрации надписи могут быть выполнены на двух других языках.

Основные надписи должны выполняться буквами высотой не менее 20 миллиметров на фоне высотой не менее 40 миллиметров, дополнительные поясняющие надписи - буквами высотой не менее 10 миллиметров на фоне высотой не менее 20 миллиметров.

## **Параграф 9. Аварийное освещение**

524. На ВС должна быть предусмотрена система аварийного освещения, не зависящая от системы электроснабжения ВС.

525. Система аварийного освещения должна включать:

1) внутреннее аварийное освещение - освещаемую маркировку аварийных выходов и путей эвакуации, источники общего освещения кабин и освещения аварийных выходов;

2) наружное аварийное освещение.

526. Табло аварийных выходов должны удовлетворять следующим требованиям:

1) на ВС с количеством пассажирских мест 10 и более:

каждое табло должно иметь надпись красными буквами высотой не менее 38 миллиметров на освещенном белом фоне и должно иметь площадь не менее  $135 \text{ см}^2$ , исключая буквы. Контраст между освещенным фоном и буквами должен составлять не менее 10:1. Отношение высоты букв к их толщине должно быть не более 7:1 и не менее 6:1. Начальная яркость фона должна быть не менее  $85 \text{ кд/м}^2$ . Равномерность свечения фона должна быть не более 3:1;

каждое табло должно иметь надпись красными буквами высотой не менее 38 миллиметров на освещенном белом фоне площадью не менее  $135 \text{ см}^2$ , исключая буквы. Табло должно иметь начальную яркость фона не менее  $1,3 \text{ кд/м}^2$ ;

2) на ВС или в пассажирских кабинах с количеством пассажирских мест менее 10 табло должны иметь надпись красными буквами высотой не менее 25 миллиметров на белом фоне высотой не менее 50 миллиметров. Табло должно иметь начальную яркость фона не менее  $85 \text{ кд/м}^2$ ;

3) все табло должны иметь внутреннее электрическое освещение или должны быть самосветящимися за счет неэлектрических средств. Цвета надписей и фона могут быть изменены на противоположные, если табло являются самосветящимися за счет неэлектрических средств.

527. Система общего аварийного освещения пассажирской кабины должна обеспечивать средний уровень освещенности не менее 0,55 люкса, измеряемый вдоль оси продольного прохода (или проходов) для пассажиров и поперечных проходов между продольными проходами на высоте подлокотников кресел с интервалом 1000 миллиметров, и уровень освещенности не менее 0,10 люкса внутри каждого интервала в 1000 миллиметров.

Продольным проходом для пассажиров является проход вдоль пассажирской кабины от самого переднего аварийного выхода для пассажиров или пассажирского кресла до самого заднего аварийного выхода для пассажиров или пассажирского кресла в зависимости от того, что расположено ближе к носовой или хвостовой частям пассажирской кабины.

528. Уровень освещенности каждого поперечного прохода, ведущего к каждому аварийному выходу, который находится на уровне пола, от продольного прохода до проема аварийного выхода должен быть не менее 0,22 люкса при измерении по линии, проходящей по середине прохода на высоте 150 миллиметров от пола.

529. Система аварийного освещения должна быть спроектирована с учетом следующих требований, за исключением случаев, при которых вспомогательные средства имеют собственное освещение:

1) источники внутреннего и наружного освещения должны включаться вручную из кабины экипажа и с того места в пассажирской кабине, которое легкодоступно с ближайшего кресла (сиденья) бортпроводника;

2) источники внутреннего и наружного освещения должны продолжать гореть (после их включения) или автоматически загораться при прерывании нормального электроснабжения, за исключением тех случаев, когда такое прерывание электроснабжения вызвано вертикальным разрывом и разделением фюзеляжа при аварийной посадке ВС. Должна быть предотвращена возможность непреднамеренного выключения тумблера (или другого привода) управления системой аварийного освещения;

3) в кабине экипажа должно быть сигнальное устройство, которое должно срабатывать, когда электропитание на ВС включено, а управляющее устройство системы аварийного освещения не включено.

530. Система наружного аварийного освещения должна обеспечивать освещенность :

1) на каждом надкрыльевом аварийном выходе:

не менее 0,32 люкса (при измерении перпендикулярно направлению падающего света) на поверхности земли, на которую эвакуирующийся делает первый шаг вне кабины;

не менее 0,55 люкса (при измерении перпендикулярно направлению падающего света) на минимальной ширине 1070 миллиметров для выхода типа А и 610 миллиметров для всех остальных аварийных выходов вдоль 30 % нескользкой части пути эвакуации, которая наиболее удалена от выхода;

не менее 0,32 люкса (при измерении перпендикулярно направлению падающего света) на поверхности земли, на которую эвакуирующийся делает первый шаг при нахождении ВС с выпущенным неповрежденным шасси;

2) на каждом ненадкрыльевом выходе, для которого не требуется вспомогательное средство для спуска людей, не менее 0,32 люкса (при измерении перпендикулярно направлению падающего света) на поверхности земли, на которую эвакуирующийся делает первый шаг при нахождении ВС с выпущенным неповрежденным шасси.

531. Вспомогательное средство для спуска людей на землю должно быть освещено таким образом, чтобы из ВС его можно было видеть в рабочем положении.

532. Если вспомогательное средство для спуска людей освещается системой наружного аварийного освещения, то уровень освещенности должен быть не менее 0,32 люкса (при измерении перпендикулярно направлению падающего света) на находящемся на земле конце вспомогательного средства, установленного в рабочее

положение, при нахождении ВС, как в нормальном положении, так и в любом возможном положении, соответствующем поломке одной или более стоек шасси.

533. Если для освещения вспомогательного средства для спуска людей используется отдельная система освещения, которая не используется для освещения других вспомогательных средств, не зависит от системы аварийного освещения - ВС и автоматически приводится в действие при установке вспомогательного средства в рабочее положение, то эта отдельная система освещения:

1) не должна подвергаться повреждениям при укладке и размещении вспомогательного средства на ВС;

2) должна обеспечивать уровень освещенности.

534. Электроснабжение каждого элемента системы аварийного освещения должно обеспечивать требуемый уровень освещенности в течение не менее 10 минут после аварийной посадки ВС.

535. Если для питания системы аварийного освещения используются аккумуляторы, то они могут подзаряжаться от системы электроснабжения ВС при условии, что зарядная цепь спроектирована таким образом, чтобы предотвращалась возможность самопроизвольной разрядки аккумуляторов при повреждении зарядной цепи.

536. Элементы системы аварийного освещения (включая аккумуляторы, реле, лампы, переключатели) должны сохранять работоспособность после воздействия перегрузок при аварийной посадке ВС.

537. Система аварийного освещения должна быть спроектирована таким образом, чтобы после любого единичного поперечного вертикального разрыва (разъединения) фюзеляжа при аварийной посадке ВС:

1) выходило из строя не более 25 % всех аварийных электроламп, требуемых для данной кабины, кроме непосредственно поврежденных при разрыве фюзеляжа;

2) электроосвещение каждой маркировки выходов продолжало действовать, кроме маркировок, непосредственно поврежденных при разрыве фюзеляжа;

3) по крайней мере, одна из требуемых наружных электроламп аварийных выходов на каждом борту фюзеляжа продолжала действовать, кроме электроламп, непосредственно поврежденных при разрыве фюзеляжа.

538. В пассажирской кабине должны быть установлены световые табло с надписью "Застегнуть ремни. Не курить", выполненные на русском и английском языках красными буквами высотой не менее 20 миллиметров на белом фоне высотой не менее 40 миллиметров, которые должны быть видны с любого пассажирского кресла только при включенном табло, или на двух языках по соглашению между государством-изготовителем и государством регистрации.

Табло должно включаться из кабины экипажа.

## **Параграф 10. Проходы к аварийным выходам**



539. Ширина продольных проходов в пассажирской кабине между креслами (при любом возможном положении кресла и его подвижных выступающих в проход элементов) должна быть не менее значений.

540. На ВС с одним продольным проходом в пассажирской кабине в любом одном ряду с каждой стороны прохода должно быть не более трех пассажирских мест (кресел, сидений).

На ВС с двумя и более продольными проходами в пассажирской кабине на каждый продольный проход должно приходиться не более трех пассажирских мест (кресел, сидений) в любом одном ряду с каждой стороны прохода.

541. Должны быть предусмотрены беспрепятственные проходы в перегородках между пассажирскими кабинами и поперечные проходы от каждого продольного прохода к каждому аварийному выходу типов I и II шириной не менее 510 миллиметров.

542. От каждого прохода должен быть предусмотрен поперечный проход к каждому аварийному выходу типов III и IV:

1) на ВС с количеством пассажирских мест 19 и менее - шириной не менее 305 миллиметров;

2) на ВС с количеством пассажирских мест 20 и более шириной не менее 380 миллиметров.

543. Проем каждого аварийного выхода не должен перекрываться креслами (при любом возможном положении кресла и его подвижных выступающих в проход элементов), сиденьями и другими выступающими элементами.

544. Около каждого аварийного выхода, оснащенного вспомогательным средством, должно быть предусмотрено свободное пространство шириной не менее 600 миллиметров и глубиной не менее 300 миллиметров для того, чтобы член экипажа мог оказывать помощь пассажирам при эвакуации, не уменьшая ширину прохода.

545. Ни в одной перегородке, разделяющей пассажирские кабины, не должны устанавливаться двери. В проходе между пассажирскими кабинами допускается наличие портьер, если они фиксируются в открытом положении и при этом не перекрывают проем прохода.

546. Пол всех проходов не должен иметь ступенек, а наклон плавных переходов пола не должен превышать  $5^0$ . Покрытие пола проходов должно быть нескользким и закреплено так, чтобы оно не перемещалось при движении по нему людей.

547. Если для подхода к верхним аварийным выходам предназначено вспомогательное приспособление, то это приспособление должно постоянно находиться в рабочем положении или легко и быстро приводиться в рабочее положение одним человеком без применения инструмента.

548. Должны быть приняты меры, предотвращающие загромождение аварийных выходов и проходов к ним вследствие перемещения ручной клади в кабинах при аварийной посадке ВС в условиях нагружения.

#### **Параграф 11. Дополнительное аварийно-спасательное оборудование**

549. ВС должно быть оборудовано системой оповещения пассажиров, обеспечивающей передачу ясно слышимых сообщений на каждое пассажирское место, рабочее место бортпроводника, в кухни, туалеты и другие помещения, в которых могут находиться люди.

Система должна обеспечивать подачу сообщений с рабочих мест в кабине экипажа и старшего бортпроводника (ответственного за руководство эвакуацией пассажиров).

550. Если на ВС предусмотрены места бортпроводников, то ВС должен быть оборудован системой внутренней связи, работающей независимо от системы оповещения пассажиров и обеспечивающей двухстороннюю связь между кабиной экипажа и каждой пассажирской кабиной, а также каждым кухонным отсеком, расположенным выше или ниже уровня основной пассажирской кабины.

Средства связи должны быть установлены на таком количестве рабочих мест бортпроводников, чтобы обеспечивалось наблюдение с подобных мест за всеми аварийными выходами в пассажирской кабине, расположенными на уровне пола кабины.

Если на ВС отсутствуют бортпроводники, то должна быть предусмотрена возможность передачи информации из пассажирской кабины в кабину экипажа.

551. Экипаж должен иметь преимущество в вызове бортпроводников, сообщения из кабины экипажа должны перекрывать все другие сообщения. Линия связи должна автоматически переключаться на аварийное электропитание при обесточивании ВС.

552. В кабине экипажа (независимо от количества пассажирских мест) должен быть один портативный мегафон-громкоговоритель с автономным питанием.

В пассажирских кабинах с количеством пассажирских мест 20 и более должны быть подобные мегафоны-громкоговорители в количестве.

Все мегафоны-громкоговорители должны размещаться в легкодоступных местах, обозначенных соответствующей маркировкой (при наличии бортпроводников в кабине - рядом с их рабочими местами).

553. В кабине экипажа (независимо от количества пассажирских мест на ВС) должна быть аварийная аптечка со средствами оказания первой медицинской помощи в полете. В пассажирских кабинах должны быть подобные аварийные аптечки в количестве.

Все аптечки должны размещаться в легкодоступных местах, обозначенных соответствующей маркировкой (при наличии бортпроводников на ВС - рядом с их рабочими местами).

554. Для проведения полетов над пустынными, арктическими или тропическими районами на ВС должна быть предусмотрена возможность размещения снаряжения со средствами жизнеобеспечения людей и сигнализации, соответствующими условиям района, над которым осуществляется полет.

Для размещения и крепления этого снаряжения должны быть определены специальные места его расположения в соответствии с назначением.

555. В кабине экипажа должен быть один аварийный топор.

## **Параграф 12. Аварийно-спасательное оборудование ВС при полетах над водными пространствами**

556. При вынужденной посадке на воду ВС должно сохранять плавучее и устойчивое положение в течение времени, необходимого для аварийной эвакуации всех пассажиров и членов экипажа.

557. Для подтверждения возможности совершения вынужденной посадки ВС на воду и определения параметров нахождения его на плаву должны быть проведены соответствующие исследования по определению:

- 1) режимов и методов пилотирования ВС при вынужденной посадке на воду;
- 2) положения и времени нахождения ВС на плаву;
- 3) ватерлинии и расстояния от поверхности воды до нижней кромки аварийных выходов в допустимом диапазоне центровок ВС.

558. При полетах над водными пространствами на ВС с учетом требований пункта 476 должно быть следующее аварийно-спасательное оборудование:

1) при продолжительности полета менее 30 минут от берега индивидуальные спасательные плавсредства - спасательные жилеты для взрослых и детей по количеству пассажиров и членов экипажа, а также демонстрационные жилеты.

Жилеты должны размещаться под пассажирскими креслами и около рабочих мест членов экипажа и бортпроводников таким образом, чтобы обеспечивалась возможность их быстрого и легкого извлечения людьми, сидящими в креслах.

Количество и места размещения детских и демонстрационных жилетов устанавливаются в зависимости от количества и расположения пассажирских мест на ВС.

Жилеты пассажиров и членов экипажа не могут быть демонстрационными;

2) при продолжительности полета свыше 30 минут от берега, дополнительно к подпункту 1) настоящего пункта:

групповые спасательные плавсредства – надувные спасательные плоты (и аварийные запасы к ним со средствами жизнеобеспечения) в количестве, обеспечивающим размещение всех людей, находящихся на борту ВС, в случае потери одного плота наибольшей номинальной вместимости;

автоматические плавучие радиомаяки с характеристиками, которые должны быть размещены в легкодоступных местах около аварийных выходов, предназначенных для эвакуации при посадке на воду (вместе с плотами или около них).

559. Спасательные плоты и аварийные запасы должны размещаться около аварийных выходов, предназначенных для эвакуации при посадке на воду, таким образом, чтобы обеспечивалась возможность легкого и свободного доступа к ним и выброса из ВС каждого плота не более чем двумя человеками, а также, чтобы предотвращалась возможность непредвиденного повреждения и случайного наполнения плотов внутри ВС.

Спасательные плоты могут быть размещены вне кабины ВС, при этом обеспечиваются автоматический ввод их в действие с управлением из кабины экипажа (или рабочих мест бортпроводников) и возможность ввода их в действие вручную при отказе автоматической системы, а места их размещения обозначены маркировкой, поясняющей способ их использования.

560. Около каждого аварийного выхода, предназначенного для эвакуации при посадке на воду, должны быть скобы (ручки) для удержания плотов, аварийных запасов и аварийных радиомаяков. Скобы (ручки), как правило, должны устанавливаться сбоку от выхода и выдерживать нагрузку не менее усилия рассоединения разобщающего устройства привязного фала плота.

561. Если на ВС предусмотрены дополнительные средства аварийной сигнализации и связи, находящиеся вне аварийных запасов, то они должны быть размещены в легкодоступных местах и снабжены (на упаковке) маркировкой, поясняющей способ использования этих средств.

### **Параграф 13. Демонстрация аварийной эвакуации**

562. До проведения демонстрации аварийной эвакуации должны быть завершены испытания всего комплекса аварийно-спасательного оборудования, в том числе каждого аварийного выхода.

563. На ВС с количеством пассажирских мест 11 и более должно быть продемонстрировано, что при максимальном заявленном количестве пассажиров и членов экипажа (включая бортпроводников) эвакуация всех людей из ВС на землю обеспечивается за 90 секунд.

Лица, эвакуирующиеся из ВС с использованием наземного помоста или трапа, считаются находящимися на земле, когда они достигнут основания помоста или нижней части трапа.

Демонстрация должна проводиться при следующих условиях:

1) в темное время суток или в светлое время суток в искусственно созданных условиях ночной темноты. При этом должны использоваться только система аварийного освещения, аварийные выходы с одного борта фюзеляжа или 50 % всех

равноценных аварийных выходов и предназначенное для этих выходов бортовое аварийно-спасательное оборудование при нормальном положении ВС на земле;

2) все аварийно-спасательное оборудование должно быть установлено в соответствии с принятым перечнем для данного типа ВС;

3) каждая наружная дверь и выход и каждая внутренняя дверь или портьера должны находиться в положении, соответствующем нормальному взлету;

4) поясные и плечевые ремни должны быть застегнуты;

5) состав пассажиров должен быть следующим:

не менее 40 % женщин;

5 % лиц старше 60 лет с пропорциональным количеством женщин;

6) лица, имеющие опыт в обращении с выходами и аварийным оборудованием, могут быть использованы при демонстрации в качестве членов экипажа. Эти лица должны находиться на местах членов экипажа, предписанных для них при взлете и посадке, и никто из них не должен сидеть рядом с аварийным выходом, если только это место не является местом, предписанным для данного члена экипажа во время взлета и посадки. Они должны оставаться на предписанных местах до получения сигнала о начале эвакуации и эвакуироваться через аварийные выходы, через которые эвакуируются пассажиры;

7) перед началом демонстрации аварийной эвакуации не разрешается проводить репетиции или тренировки пассажиров. Допускается только ознакомление пассажиров с расположением аварийных выходов и инструкцией по безопасности для пассажиров;

8) для эвакуации людей с крыла на землю можно использовать наземный помост или трап при условии, что скорость спуска по ним не превышает скорости спуска по средствам, входящим в состав аварийно-спасательного оборудования;

9) все лица, эвакуирующиеся из ВС через выходы, расположенные не над крылом, должны эвакуироваться при помощи средств, являющихся частью оборудования ВС;

10) должна быть проведена демонстрация эвакуации экипажа из кабины экипажа (отдельно от эвакуации пассажиров) в условиях, оговоренных в данном пункте.

564. Демонстрацию аварийной эвакуации не повторять после увеличения количества пассажирских мест не более чем на 5 % по сравнению с количеством мест, для которого ранее были проведены испытания по эвакуации, если путем анализа можно подтвердить, что все пассажиры ВС могут эвакуироваться в течение не более 90 секунд.

#### **Параграф 14. Инструкция по безопасности для пассажиров**

565. Для каждой основной компоновки ВС должна быть составлена инструкция по безопасности для пассажиров, в которой указываются:

1) пути эвакуации людей из ВС при аварийной посадке на сушу и на воду;

- 2) расположение и маркировка аварийно-спасательного оборудования и мест вскрытия фюзеляжа;
- 3) расположение и способы открытия аварийных выходов изнутри ВС, а при необходимости и снаружи ВС;
- 4) способы использования надувных спасательных жилетов, а при необходимости и других групповых и индивидуальных спасательных плавсредств;
- 5) способы ввода в действие надувных аварийных трапов и других эквивалентных средств и их использования для эвакуации;
- 6) расположение кресел пассажиров или зон их установки и проходов между ними;
- 7) при необходимости расположение и способы использования кислородных масок.

## **Глава 11. Двигатель**

**Сноска. Заголовок главы 11 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).**

### **Параграф 1. Конструкция двигателя**

566. Двигатель вместе с его системами и агрегатами должен быть спроектирован и изготовлен так, чтобы в ожидаемых условиях эксплуатации в течение назначенного ресурса и срока службы отказы с опасными последствиями, приводящие к возникновению катастрофической ситуации, оценивались за час наработки двигателя как события практически невероятные. Подтверждение выполнения этого требования должно проводиться на основе анализа конкретной схемы и реальной конструкции, материалов статистической оценки надежности подобных конструкций за длительный период эксплуатации, а также результатов испытаний данной конструкции.

567. При ожидаемых условиях эксплуатации как на установившихся режимах, так и при переменных процессах (допускаемых конструкцией двигателя и его автоматики) в двигателе не должен возникать помпаж компрессора. Помпаж, возникающий в полете в результате непредвиденных факторов (появление маловероятной неисправности, возможные ошибки экипажа), не должен приводить к отказам двигателя с опасными последствиями.

568. Двигатель должен быть спроектирован так, чтобы возможное при эксплуатации попадание в него посторонних предметов (птиц, воды, дождя, кусков льда и града) не вызывало последствий, при условиях, регламентированных требованиями этого пункта.

569. Двигатель и его агрегаты должны быть спроектированы и изготовлены так, чтобы была обеспечена возможность осмотра, технического обслуживания и замены деталей, агрегатов и других элементов конструкции двигателя в эксплуатации в

соответствии с Руководством по технической эксплуатации и Регламентом технического обслуживания двигателя.

570. В целях пожарной защиты двигателя, на двигателе должны быть предусмотрены:

- 1) конструктивные меры, предупреждающие возникновение и распространение пожара;
- 2) система обнаружения перегрева (пожара);
- 3) дренажи для исключения скопления горючих жидкостей и их паров в тех местах на двигателе, где возможно их возгорание;
- 4) устройства экстренного выключения двигателя.

На двигателе должны быть выполнены огнестойкими или защищены от воздействия высоких температур следующие элементы:

элементы органов системы управления выключением двигателя;

трубопроводы или емкости (баки), содержащие топливо, масло или их пары и рабочую жидкость гидросистемы;

электропровода системы управления органами средств выключения двигателя и других систем, которые признаны необходимыми для обеспечения контроля за двигателем во время пожара и после пожара;

воздухопроводы, разрушение которых от действия высокой температуры при пожаре может привести к подаче воздуха в мотогондолу;

трубопроводы и распылительные устройства системы пожаротушения.

Применение в компрессорах двигателя деталей из сплавов на основе титана может быть допущено, если максимальные возможные температуры деталей из этих сплавов не превышают предельных значений:

500<sup>0</sup> С - для рабочих лопаток;

330<sup>0</sup> С - для лопаток направляющих аппаратов;

300<sup>0</sup> С - для внутренних оболочек корпусов и лабиринтов.

Указанная предельная температура для деталей из сплавов титана не распространяется на лабиринты, расположенные на барабанах и дисках ротора под лопатками направляющих аппаратов, если сопрягающиеся детали изготовлены из различных материалов (например, консольные лопатки или внутренние кольца под направляющим аппаратом - из стали, ротор - из титана).

Конструкция компрессора с деталями, изготовленными из сплавов на основе титана, должна удовлетворять следующим требованиям:

исключать возможность трения титановых деталей между собой в нормальных условиях эксплуатации, а также в результате нарушения осевых и радиальных зазоров между статорными и роторными элементами;

иметь внутренние оболочки корпусов и лопатки направляющих аппаратов из стальных или никелевых сплавов, если не выполнено условие.

Двигатели должны быть оборудованы системой подачи огнегасительного вещества во внутренние масляные полости в том случае, если анализом конструкции и опыта доводки двигателя, а также опыта эксплуатации прототипов показано, что пожар во внутренних масляных полостях может возникнуть и при этом не может быть ликвидирован путем выключения двигателя.

Непреднамеренная подача огнегасительного вещества не должна приводить к нарушению нормальной работы двигателя.

Устройства для подачи огнегасительного вещества должны отвечать требованиям.

В Руководстве по технической эксплуатации двигателя должна быть указана последовательность операций при применении огнегасительного вещества.

В компоновке двигателя должно быть предусмотрено:

размещение агрегатов масляной и топливной систем по возможности вне горячей части двигателя;

перепуск воздуха из компрессора и отвод воздуха из полостей суфлирования масляной системы не в подкапотное пространство, а в атмосферу или в наружный контур двухконтурного двигателя.

Для предотвращения возгорания масла, протекшего через масляные уплотнения валов, должна быть обеспечена возможность:

отвода масла из полостей между масляными и воздушными уплотнениями валов через специальный канал;

прекращения подачи масла нагнетающим насосом в случае отказа откачивающих насосов.

В камере сгорания двигателя и его выхлопной трубе должно быть исключено образование застойных зон, в которых может скапливаться топливо при неудавшихся запусках двигателя, и должен быть предусмотрен необходимый дренаж топлива.

571. Для устранения разности электрических потенциалов основных элементов двигателя между ними должны быть обеспечены электрические контакты (металлизация) и предусмотрена возможность электрических контактов двигателя с примыкающими к нему элементами ВС при его установке на ВС.

572. Должен быть проведен анализ причин и последствий функциональных отказов двигателя с учетом истории доводки двигателя и опыта эксплуатации его прототипа или аналога.

По отказам, которые могут иметь опасные последствия, должно быть показано, что в конструкции, технологии изготовления и документации по техническому обслуживанию двигателя предусмотрены специальные меры:

1) по предотвращению таких отказов;



2) по своевременному выявлению и устранению дефектов и повреждений двигателя, которые могут привести к возникновению отказов с опасными последствиями.

573. Должна обеспечиваться взаимозаменяемость двигателей в ожидаемых компоновках силовой установки. В виде исключения может допускаться перестановка отдельных агрегатов или других элементов конструкции двигателя при условии обеспечения их взаимозаменяемости.

574. Детали и агрегаты двигателя должны быть защищены от коррозии и износа в эксплуатации и при хранении соответствующими способами, регламентированными технической документацией.

Консервация и расконсервация двигателя не должны требовать частичной разборки двигателя или демонтажа агрегатов.

575. Детали двигателя, отказ которых может создать опасные последствия, должны маркироваться так, чтобы можно было, используя техническую документацию, получить необходимые сведения об изготовлении этих деталей. В технической документации на изготовление этих деталей должен предусматриваться повышенный объем их контроля.

576. Должно быть показано, что транспортирование двигателя в соответствии с технической документацией не снижает его работоспособности.

577. Турбовинтовой двигатель должен оборудоваться стояночным тормозом или другими средствами, предотвращающими вращение воздушных винтов. При наличии стояночного тормоза он должен быть заблокирован с системой запуска турбовинтового двигателя.

## **Параграф 2. Прочность двигателя**

578. Статические и динамические напряжения, деформации и нагрузки в деталях двигателя, а также вибрации в местах его подвески к ВС и крепления агрегатов не должны при данных особенностях конструкции, используемых материалах и принятой технологии изготовления превышать значения, установленные с учетом опыта эксплуатации и результатов специальных испытаний.

579. Обрыв рабочей лопатки компрессора или турбины, а также вторичные явления, возникающие в результате ее обрыва (разрушение других лопаток, увеличение дисбаланса ротора, местное повышение температуры), не должны вызывать опасных последствий.

580. Элементы роторов двигателя, для которых при их разрушении не обеспечена локализация обломков внутри корпусов двигателя (лопатки вентилятора, диски), должны обладать достаточной прочностью, чтобы противостоять максимальным механическим и тепловым нагрузкам, возможным в ожидаемых условиях эксплуатации.

581. Элементы роторов не удерживаемые при разрушении корпусами двигателя (диски, валы, лопатки вентилятора), должны подвергаться неразрушающему контролю на всех этапах производства согласно указаниям технической документации, в том числе контролю механических свойств материала на образцах, вырезанных из прибыльной части каждой заготовки.

582. Путем анализа отказов и при необходимости соответствующими испытаниями должно быть показано, что разрушение валов турбины или компрессора, их расцепление и смещение относительно прилегающих деталей либо не приводит к отказам с опасными последствиями, либо практически невероятно.

### **Параграф 3. Материалы двигателя**

583. Все материалы, используемые для изготовления деталей двигателя, его систем и агрегатов, должны соответствовать требованиям действующих стандартов, норм и технических условий и должны быть выбраны с учетом действительных условий их работы в двигателе в течение ресурса, а также соответствующих сроков службы и хранения.

Везде, где это возможно, должны применяться материалы, обладающие достаточными антикоррозионными свойствами и износостойкостью.

Обоснование выбора материалов должно включаться в техническую документацию по двигателю.

584. В техническую документацию на двигатель должны включаться данные о допустимых к применению в эксплуатации расходных материалах (основных и резервных топливах и маслах, смазках, специальных жидкостях). Все используемые расходные материалы должны соответствовать действующим стандартам.

585. Для топлив и масел, допущенных к применению на двигателе, должны быть указаны в Руководстве по технической эксплуатации зарубежные аналоги.

586. Выбор материалов для деталей проточной части компрессоров из титановых сплавов должен производиться с учетом требований. Для новых материалов на основе титана специальными испытаниями на образцах или элементах конструкции двигателя должно быть подтверждено отсутствие их самоподдерживающегося горения.

587. Если в конструкции двигателя применены материалы, впитывающие жидкости, которые могут усиливать коррозию или горение, то должны быть разработаны средства защиты этих материалов от пропитки жидкостями.

### **Параграф 4. Технология двигателя**

588. Технология изготовления должна обеспечивать стабильность исходных прочностных характеристик деталей двигателя и качество его сборки.

Принятая и включенная в Руководство по технической эксплуатации технология устранения повреждений элементов газоздушного тракта (например, забоин на лопатках, трещин на деталях реверсивного устройства) должна обеспечивать сохранение работоспособности двигателя в соответствии с технической документацией на двигатель.

Детали двигателя, требующие определенного положения при сборке, должны иметь соответствующие конструктивные элементы или метки, исключающие возможность их неправильного монтажа.

Элементы крепления и фиксации деталей двигателя должны удовлетворять в условиях производства и ремонта следующим требованиям:

1) конструкция и технология крепления рабочих лопаток компрессора и турбины, не имеющих бандажных полок, должны, как правило, обеспечивать возможность замены отдельных лопаток без снятия других лопаток соответствующей ступени;

2) фиксация деталей в разъемных соединениях двигателя с применением керновки и завальцовки разрешается только в соединениях, где используются детали разового применения, а также в случаях, когда у деталей имеются специальные элементы для повторной завальцовки;

3) в резьбовых соединениях в случае необходимости должны быть предусмотрены меры предупреждения прихватаывания деталей по резьбе.

Конструкция и технология монтажа подшипников двигателя должны обеспечивать возможность их многократного демонтажа без повреждения тел и дорожек качения.

Динамическая балансировка роторов двигателя, как правило, должна осуществляться за счет перестановки лопаток и (или) специальных регулировочных элементов. Проведение балансировки роторов путем снятия материала может быть допущено только при изготовлении двигателя.

В случае замены в эксплуатации модулей двигателя (на двигателе модульной конструкции) должна быть исключена необходимость:

совместной обработки модулей;

последующей балансировки роторов на специальных стендах;

проведения контрольных испытаний двигателя.

Необходимые проверки и регулировки двигателя после замены модулей должны проводиться в соответствии с Руководством по технической эксплуатации.

589. Изготовление и контроль деталей из литых заготовок, применяемых в конструкции двигателя, следует осуществлять в соответствии с требованиями, указанными в технической документации.

590. Для обеспечения необходимой прочности применяемых в конструкции двигателя деталей, получаемых из горячедеформированных заготовок,

соответствующие технологииковки и штамповки, термообработки и контроля качества должны быть установлены на основании технической документации для каждого типа горячедеформированных заготовок.

Горячедеформированные заготовки должны быть разделены на соответствующие группы по способам, объему и видам контроля в зависимости от ответственности и условий работы деталей, для изготовления которых предназначаются эти заготовки. Группы контроля должны быть указаны в технической документации.

Способы и виды контроля требуемого качества горячедеформированных заготовок ( анализы химического состава, испытания по определению механических свойств, металлургические исследования, испытание стандартных образцов разрушением, прочностные исследования, рентгенографический контроль) следует указывать в технической документации.

Техническая документация должна содержать требования, необходимые для разработки чертежей, технологии изготовления и способов контроля горячедеформированных заготовок, обеспечивающие необходимую стабильность их свойств.

Если способ контроля предусматривает испытание механических свойств материала на образцах, то каждая горячедеформированная заготовка должна иметь одну или несколько технологических прибылей, которые после термообработки используются для изготовления образцов, испытываемых с целью установления соответствия применяемого материала требованиям технической документации.

591. Для обеспечения необходимой прочности сварных (паяных) деталей двигателя на основании технической документации должна быть установлена соответствующая технология их сварки или пайки, термообработки и контроля качества. Материалы и их сочетания, используемые для изготовления деталей горячей части двигателя с применением сварочных процессов, должны обладать свойствами, предотвращающими образование трещин на сварных швах, околшовных зонах и по целому материалу под воздействием повторных и длительных нагревов.

Должна обеспечиваться возможность использования сварки для устранения сварочных и других дефектов при ремонте двигателя.

Технология сварки (пайки), виды и объем контроля должны указываться в соответствующей технической документации.

592. Сварные элементы конструкции двигателя должны обеспечивать в случае необходимости возможность применения рентгеновского (или другого неразрушающего) контроля всех сварных (паяных) швов после сварки и термообработки. В случае невозможности применения такого контроля на окончательно изготовленных конструкциях должна быть обеспечена возможность его применения на промежуточных операциях изготовления.

593. Должно быть обеспечено качество сварных (паяных) конструкций, регламентированное соответствующей технической документацией. В зависимости от условий работы детали должны быть предусмотрены типовые или особые виды контроля - испытания на герметичность под избыточным давлением, контрольное разрушение, физические методы контроля (магнитный, вихретоковый, ультразвуковой, импендансный и другие).

594. Все сварные (паяные) швы должны подвергаться визуальному контролю и приемлемым методам дефектоскопии. После термообработки сварных элементов конструкции может назначаться дополнительный контроль.

595. Принятые для сварных элементов конструкции виды и объемы контроля должны применяться в стадии освоения технологии изготовления двигателя непрерывно до достижения необходимого стабильного уровня их качества.

#### **Параграф 5. Ресурсы двигателя**

596. Конструкция двигателя должна в течение определенного времени эксплуатации (назначенного ресурса) выдерживать без разрушений, угрожающих безопасности полета, воздействие повторяющихся в эксплуатации нагрузок.

При сертификации двигателя "до установки на ВС" устанавливаются начальные назначенные ресурсы двигателя и его основных деталей и начальный ресурс двигателя до первого капитального ремонта в соответствии с ожидаемыми условиями эксплуатации.

597. Ресурсы подтверждаются испытаниями двигателя и его основных деталей.

Ресурсы агрегатов и комплектующих изделий устанавливаются на основании их испытаний в системе двигателя, а также автономных испытаний на специальных установках.

#### **Параграф 6. Надежность двигателя**

598. При отсутствии в процессе стендовых длительных и ресурсных испытаний отказов, которые в эксплуатации будут приводить к выключению двигателя в полете, для подтверждения достаточной надежности суммарная наработка должна составлять для двигателей, предназначенных для эксплуатации на ВС с продолжительностью полета не более 5 часов, - не менее 5000 часов, а для двигателей, предназначенных для эксплуатации на ВС с продолжительностью полета более 5 часов, - не менее 7000 часов.

При наличии указанных отказов, наработка на отказ для двигателей первой группы должна составлять не менее 8500 часов, а для двигателей второй группы - не менее 12000 часов.

Наработка на отказ определяется по формуле:

$$T_{IA} = \frac{t}{ma},$$

где,  $t$  - суммарная наработка двигателей при стендовых длительных и ресурсных испытаниях;

$ma$  - количество отказов, которые в эксплуатации будут приводить к выключению двигателя в полете.

Отказы, для устранения причин которых разработаны эффективные мероприятия, проверенные испытаниями, в зачет не принимаются.

При ускоренных испытаниях по эквивалентно-циклической программе для каждого испытательного цикла должна засчитываться наработка двигателя, равная длительности полетного цикла, соответствующего испытательному циклу.

## **Параграф 7. Топливная система двигателя**

599. Топливная система должна обеспечивать питание двигателя топливом при запуске и на всех режимах в ожидаемых условиях эксплуатации. Система должна также обеспечивать работу двигателя в особых условиях эксплуатации, указанных в технических условиях.

600. Топливо должно подаваться к форсункам насосом (насосами) высокого давления, приводимым от двигателя (или другого энергетического устройства). Полная производительность насоса должна быть не менее максимальной потребной для обеспечения устойчивой работы двигателя на максимальном (взлетном) режиме в ожидаемых условиях эксплуатации. При наличии двух насосов каждый из них должен иметь независимый привод. Отказ одного насоса не должен влиять на привод или характеристики другого насоса.

601. Во всасывающей магистрали основного топливного насоса (насосов) высокого давления должен устанавливаться фильтр с пропускной способностью и тонкостью очистки.

602. Конструкция топливных фильтров должна обеспечивать:

1) требуемый расход топлива через перепускной предохранительный клапан в случаях засорения фильтрующего элемента механическими примесями или льдом, образующимся в результате замерзания воды, содержащейся в топливе. Фильтр должен оборудоваться сигнализатором максимального перепада давления на фильтре;

2) необходимую степень фильтрации в течение максимальных сроков, предусмотренных для осмотров и очистки фильтров, при работе на топливе с заданным уровнем загрязнения механическими примесями и свободной водой.

603. Дренажные устройства системы должны исключать возможность попадания топлива в двигательный отсек и в другие пожароопасные зоны, а также на стояночную площадку аэродрома.

604. При эксплуатации двигателя на топливе, не содержащем противообледенительной присадки, топливная система должна быть оснащена устройством защиты фильтра от обледенения.

605. Все элементы топливной системы, работа которых согласно Руководства по технической эксплуатации и Регламента технического обслуживания должна контролироваться обслуживающим персоналом, должны иметь удобный доступ.

606. В конструкции двигателя должна быть предусмотрена система для сбора и утилизации жидкого топлива при ложном или неудавшемся запуске и после остановки во время эксплуатации двигателя на земле и в полете.

Емкость для сбора топлива, сливаемого из нижних точек газозоудушного тракта, не должна использоваться для других жидкостей и должна автоматически опорожняться с возвратом топлива в двигатель при его работе. Возврат топлива должен производиться, минуя самолетные баки, если иное не оговорено в технической документации.

#### **Параграф 8. Масляная система двигателя**

607. Двигатель должен иметь автономную масляную систему с отдельным баком. Схема, конструкция и органы регулирования масляной системы должны обеспечивать функции:

- 1) поддержания установленных давлений и температур масла для смазки и охлаждения деталей и узлов трения;
- 2) демпфирования опор роторов;
- 3) работы агрегатов управления, использующих масло в качестве рабочей жидкости ;
- 4) отвода воздуха из полостей опор и масляного бака;
- 5) выноса маслом частиц износа поверхностей трения из двигателя;
- 6) очистки масла в процессе его циркуляции от включений размером более 40 мкм.

Эти функции должны выполняться на всех режимах работы двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации.

В турбовинтовых двигателях масляная система должна обеспечивать бесперебойную подачу масла в воздушный винт и его агрегаты с температурами и давлениями, классом чистоты и содержанием воздуха, приемлемыми для их нормальной работы в ожидаемых условиях эксплуатации.

Масляный бак может быть установлен вне двигателя, если будет доказана целесообразность такой компоновки.

608. Конструктивными средствами в опорах и масляной системе двигателя должны быть исключены:

1) изменение физико-химических свойств циркулирующего через двигатель масла свыше допустимых техническими условиями норм из-за высоких температур омываемых им поверхностей;

2) износ пар трения свыше допустимых пределов, указанных в рабочих чертежах;

3) отложение кокса в трубах суфлирования в пределах, ведущих к повышению давления в суфлируемых полостях;

4) утечки масла через уплотнения валов, вызывающие загрязнение отбираемого от двигателя на нужды ВС воздуха сверх предельно допустимых концентрацией;

5) утечки или выброс масла через суфлер сверх нормы расхода масла, приведенной в технической документации на двигатель;

6) образование в нагнетающем насосе воздушных пробок при заполнении системы маслом или отливе масла от маслозаборника в полете;

7) переполнение двигателя маслом, как при неработающем двигателе, так и на всех режимах его работы на земле и в полете, в том числе на режиме авторотации;

8) загрязнение сливаемым маслом поверхности двигателя и ВС.

609. Основные агрегаты и элементы (бак, масляные насосы, центробежные воздухоотделители, клапаны, краны, фильтры, теплообменники, измерительные и сигнализирующие устройства), относящиеся к масляной системе, должны располагаться на двигателе так, чтобы обеспечивались:

1) пожарная безопасность;

2) возможность нетрудоемкой замены отдельных неисправных деталей и агрегатов системы;

3) ускоренный подогрев масла в системе при низкотемпературном запуске с помощью штатных наземных источников тепла.

Штатные наземные источники тепла, если они используются для двигателя, должны быть указаны в Руководстве по технической эксплуатации.

610. Потребный запас масла в баке при заполненной системе должен определяться суммой:

1) двукратного количества масла, расходуемого за полет, в соответствии с часовым расходом масла, указанным в технической документации, но не менее 12-кратного часового расхода;

2) количества масла, необходимого для обеспечения стабильной циркуляции масла через двигатель на всех режимах его работы;

3) количества масла, которое должно оставаться в специальном отсеке бака для подачи к агрегатам регулирования двигателя при возможных отрицательных перегрузках, в случае потери системой масла и для обеспечения флюгирования лопастей воздушного винта;

4) количества масла, находящегося в баке ниже среза маслозаборника.

611. Масляный бак должен иметь:



1) заливную горловину и устройство с краном нажимного самоконтрящегося типа для слива масла из бака;

2) клапан для закрытой дистанционной заправки маслом под давлением в аэродромных условиях с устройством, предотвращающим переполнение бака при заправке, и штуцером, имеющим стандартные размеры;

3) легкоъемную крышку заливной горловины;

4) съемный сетчатый фильтр в заливной горловине с тонкостью очистки масла 0,2 миллиметров;

5) устройство для измерения количества масла в баке (с погрешностью не более + 4 % от максимального заправляемого количества) и средства сигнализации допустимых максимального и минимального уровней масла в баке;

6) не заполняемый маслом объем не менее 20 % объема бака;

7) конструкцию, исключающую возможность скопления в заливной горловине и вблизи нее остатков масла после заправки;

8) графарет с указанием марки и количества заправляемого масла, укрепленный возле заливной горловины;

9) крепление, исключающее смещения и повреждения бака при возможных в ожидаемых условиях эксплуатации механических и тепловых нагрузках;

10) специальный отсек, оборудованный маслозаборником;

11) устройства возврата масла в бак, обеспечивающие отделение содержащегося в масле воздуха;

12) устройства, обеспечивающие поступление масла в двигатель, а также суфлирование бака при перегрузках и эволюциях, возможных в ожидаемых условиях эксплуатации. Расположение устройства должно исключать засасывание отстоя;

13) кран или пробку для полного слива масла и конденсата в нижней точке бака с фиксацией его закрытого положения.

612. Откачивающие насосы масляной системы двигателя, а также форсунки, подводящие масло к подшипникам роторов двигателя, должны быть защищены от попадания в них инородных частиц защитными фильтроэлементами.

Фильтроэлементы перед форсунками могут не устанавливаться, если в конструкции предусмотрены другие меры по защите от попадания в них вместе с маслом посторонних частиц.

613. На входе масла в двигатель должен быть установлен фильтр надлежащей пропускной способности и тонкости очистки. При этом:

1) фильтр должен обладать способностью работать без очистки в течение срока, предусмотренного Регламентом технического обслуживания;

2) в конструкции фильтра должен быть предусмотрен клапан перепуска масла мимо фильтрующего элемента в случае его засорения или при запуске двигателя при низкой температуре масла;

3) должен быть исключен смыв и унос в масляную систему отложений с фильтрующего элемента и днища отстойной полости корпуса фильтра при открытии перепускного клапана;

4) фильтр должен иметь отстойную полость со сливным краном и устанавливаться в месте, удобном для периодического осмотра; течь масла из корпуса фильтра при снятии фильтрующего элемента должна быть исключена;

5) фильтр должен быть оборудован сигнализаторами максимального допустимого перепада давления на фильтрующем элементе или иным эквивалентным средством для сигнализации засорения фильтра.

614. Суфлер масляной системы должен обеспечивать выпуск воздуха, проникающего через уплотнения опор, во всех ожидаемых условиях эксплуатации в пределах, необходимых для поддержания в полостях опор, баке и коробке приводов давления, достаточного для обеспечения подачи насосов в высотных условиях. Суфлер должен одновременно выполнять функции отделения масла от масловоздушной среды и возвращения отделенного масла обратно в масляную систему. Суфлирующий патрубок должен быть защищен от попадания в него посторонних предметов и замерзания конденсата.

615. Прокачка масла через двигатель на режиме авторотации должна обеспечивать полет в течение времени, равного половине времени полета по маршруту наибольшей протяженности во всех ожидаемых условиях эксплуатации без повреждения трущихся деталей, без внутренних утечек и внешнего выброса масла и с сохранением возможности запуска двигателя в полете. При выключении двигателя в полете из-за потери масла в системе должна обеспечиваться авторотация двигателя в течение указанного времени без отказов с опасными последствиями.

## **Параграф 9. Система охлаждения двигателя**

616. Система охлаждения двигателя должна обеспечивать работоспособность горячих деталей двигателя, его агрегатов и рабочих жидкостей в ожидаемых условиях эксплуатации. Количество, температура и давление охлаждающего агента должны определяться расчетом и проверяться испытаниями.

617. Если отбираемый из двигателя воздух (газ) используется для охлаждения элементов конструкции или наддува уплотнений и замкнутых полостей, работоспособность которых зависит от чистоты подаваемого воздуха (газа) и может ухудшаться вследствие воздействия на них инородных частиц (пыли, песка и других), то конструкция системы должна исключать попадание в эти элементы частиц недопустимого размера и в недопустимом количестве.

## **Параграф 10. Система регулирования и управления двигателя**

618. Двигатель должен быть оснащен системой автоматического регулирования и управления, которая должна обеспечивать в ожидаемых условиях эксплуатации выполнение следующих функций:

1) запуск и выключение двигателя;

2) автоматическое поддержание регулируемых параметров в соответствии с заданной программой регулирования и с заданной точностью на всех режимах и при возможных изменениях внешних условий и температуры рабочего тела, применяемого в регулирующих устройствах;

3) плавный переход с режима на режим при перемещении рычагов управления двигателями с изменением регулируемых параметров в пределах, оговоренных в технической документации;

4) прямое или косвенное ограничение предельно допустимых параметров двигателя (температуры газа, частоты вращения, тяги (мощности), отрицательной тяги воздушного винта, крутящего момента, реверсивной тяги, давления воздуха за компрессором и других).

619. Должны быть предусмотрены меры для предотвращения превышения значений регулируемых параметров сверх предельно допустимых их значений при отказах системы автоматического регулирования и управления.

620. В системе регулирования и управления должны быть предусмотрены устройства для предотвращения опасного развития отказов двигателей, начальное проявление которых может быть зафиксировано. Должен быть обоснован выбор типов этих устройств, а их эффективность проверена на двигателе.

621. Устанавливаемые на двигателе устройства выключения подачи воспламеняющихся жидкостей и средства управления этими устройствами должны размещаться так, чтобы вероятность их повреждения или воздействия на них открытого огня была возможно меньшей.

622. Размещение агрегатов системы автоматического регулирования и управления на двигателе должно обеспечивать возможность удобного их обслуживания без снятия двигателя с ВС.

623. При изменении температуры окружающей среды не должна требоваться подрегулировка соответствующих элементов системы автоматического регулирования.

Подрегулировка элементов системы автоматического регулирования может быть допущена согласно Руководства по технической эксплуатации при смене топлива на другую марку, разрешенную к применению на двигателе.

624. Датчики регулируемых параметров, используемые в системе автоматического регулирования, должны быть автономными.

Указанные датчики могут применяться для других целей, если это не будет оказывать неблагоприятного влияния на работу системы автоматического регулирования.

625. Работоспособность агрегатов системы автоматического регулирования с электрическим приводом должна быть обеспечена при работе от основных и аварийных источников электроэнергии.

Агрегаты системы автоматического регулирования должны относиться к приемникам электроэнергии первой категории.

626. Органы системы управления, относящиеся к двигателю должны отвечать следующим требованиям:

1) иметь достаточную прочность и жесткость и выдерживать механические и тепловые нагрузки, возможные в ожидаемых условиях эксплуатации;

2) не перемещаться под действием вибраций и других нерасчетных нагрузок.

627. Если для органов управления, размещенных на двигателе и включенных в его компоновку, используются гибкие элементы, то их пригодность должна быть подтверждена.

### **Параграф 11. Система запуска двигателя**

628. Система должна обеспечивать нормальный запуск двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации.

629. Система должна обеспечивать нормальный запуск двигателя на земле, как от бортовых, так и от аэродромных средств питания без дополнительной специальной регулировки системы запуска и системы автоматического регулирования в ожидаемых условиях эксплуатации.

630. В полете в ожидаемых условиях эксплуатации системой должен обеспечиваться нормальный запуск авторотирующего двигателя и, если это требуется, с подкруткой пусковым устройством.

631. Система запуска должна быть автоматизированной и удовлетворять следующим требованиям:

1) включаться путем воздействия на управляющий орган (пусковую кнопку, тумблер);

2) обеспечивать автоматический процесс нормального запуска до выхода двигателя на режим малого газа без выполнения каких-либо дополнительных ручных операций.

Если используется система воздушного запуска, совмещенная с другими системами, то допускаются предварительные операции, связанные с перестройкой такой системы для запуска двигателя.

Для запуска турбовинтового двигателя в полете, осуществляемого при выводе лопастей воздушных винтов из флюгерного положения, допускаются ручные операции (например, включение флюгерного насоса, перестройка частоты вращения воздушного винта и прочее).

Автоматически отключаться и автоматически подготавливаться к следующему запуску.

Обеспечивать возможность запуска двигателя с использованием энергии ранее запущенных двигателей (это не относится к системам с турбокомпрессорными стартерами) или вентиляторным газотурбинным двигателям (ВГТД).

632. Система запуска должна обеспечивать:

- 1) быстрое прекращение запуска;
- 2) осуществление прокрутки ротора;
- 3) возможность выполнения ложного запуска двигателя.

633. Высоковольтные цепи системы должны быть электрически независимыми от всех других электрических цепей на двигателе. Провода высоковольтных цепей должны быть экранированы и проложены отдельно от других проводов.

634. Пусковое устройство вместе с механизмом его включения и выключения не должно снижать работоспособность двигателя. Параметры питания этого устройства должны обеспечивать нормальный запуск двигателя.

## **Параграф 12. Устройства выключения двигателя**

635. Для каждого двигателя на ВС должны быть предусмотрены устройства выключения. Если на двигателе установлены средства выключения двигателя, управляемые электрически, то их снабжение электроэнергией должно быть обеспечено в ожидаемых условиях эксплуатации, включая особую ситуацию с автоматическим переключением на аварийный источник электроснабжения, а электропроводка управления устройствами выключения, располагаемая в пожароопасных отсеках, должна выполняться из огнестойких проводов или иметь огнестойкую изоляцию.

636. Срабатывание выключающих устройств подачи топлива к двигателю не должно приводить к нарушению работы другого оборудования, например, при выключении подачи топлива противопожарным краном к одному двигателю не должна нарушаться работа других двигателей, или приводить к срабатыванию каких-либо ограничивающих систем.

637. Должны предусматриваться средства защиты от непроизвольного срабатывания выключающих устройств.

## **Параграф 13. Система впрыска жидкости в компрессор двигателя**

638. Если на двигателе применяется система впрыска жидкости в компрессор, то она должна обеспечивать восстановление или форсирование взлетной тяги (мощности) двигателя. Диапазоны температур и давлений атмосферного воздуха, в которых рекомендовано применение системы впрыска, должны быть указаны в Руководстве по технической эксплуатации.

639. Многократное применение впрыска жидкости не должно приводить к снижению надежности и недопустимому ухудшению основных данных двигателя, а также вызывать необходимость перерегулировки топливной аппаратуры.

640. Должна исключаться возможность попадания впрыскиваемой жидкости в масляную систему и агрегаты двигателя.

641. Включение и выключение системы должны производиться вручную, при этом должна исключаться возможность самопроизвольного ее включения.

642. Не допускается применение в системе токсичных жидкостей. Как сама жидкость, так и ее пары должны быть безвредными для организма человека.

#### **Параграф 14. Система отбора воздуха (газа) двигателя**

643. Назначение, количество и параметры отбираемого из двигателя воздуха (газа) для наддува и вентиляции кабин, противообледенительной системы, наддува топливных баков, приводов генераторов, режимы работы двигателя при этом и допустимая продолжительность отбора, а также влияние отбора на характеристики двигателя должны быть указаны в технической документации на двигатель.

644. Отбор воздуха (газа) из двигателя не должен приводить к недопустимому изменению неравномерности поля температуры газа в камере сгорания и перегреву деталей камеры сгорания и турбины.

645. В системе регулирования двигателя должно предусматриваться автоматическое ограничение максимальной допустимой температуры газа перед турбиной при отборе воздуха или должно быть показано, что другие применяемые на двигателе средства не допускают превышения максимальной допустимой температуры газа при отборе воздуха.

646. Отбор установленных количеств воздуха (газа) из двигателя не должен приводить к возникновению опасных колебаний лопаток компрессора.

647. Должна быть обеспечена пригодность отбираемого из двигателя воздуха для непосредственного использования в системе кондиционирования для наддува и вентиляции кабин в отношении примесей двигательного происхождения, а именно окиси углерода, паров топлива, продуктов термического разложения масел.

#### **Параграф 15. Противообледенительная система двигателя**

648. Противообледенительная система двигателя должна обеспечивать нормальную работу последнего на всех режимах в условиях обледенения:

- 1) без недопустимого уменьшения тяги (мощности);
- 2) без повышения температуры газа выше допустимой, указанной в Руководстве по технической эксплуатации;

3) без увеличения вибраций двигателя более величины, указанной в Руководстве по технической эксплуатации;

4) без механических повреждений двигателя;

5) без ухудшения управляемости двигателя.

Выполнение указанных требований должно обеспечиваться также и при запаздывании включения противообледенительной системы двигателя.

649. Нормальное функционирование противообледенительной системы двигателя должно обеспечиваться в ожидаемых условиях эксплуатации в течение периода времени, указанного в Руководстве по технической эксплуатации для каждого режима двигателя.

650. Противообледенительная система двигателя должна соответствовать требованиям настоящих Норм.

## **Параграф 16. Система защиты от перегрева турбины двигателя**

651. На двигателе должна быть предусмотрена автоматическая система защиты от перегрева турбины. Система должна обеспечивать сохранение работоспособного состояния двигателя, не допуская превышения в контролируемом сечении турбины температуры газа сверх допустимого ее значения. Превышение допустимого значения температуры газа должно исключаться путем автоматического перевода двигателя на пониженный режим.

652. Допускается отключение автоматической системы, если защита от перегрева турбины в этом случае обеспечена другими средствами или способами и если это оговорено в Руководстве по технической эксплуатации.

## **Параграф 17. Камера сгорания**

653. Камера сгорания должна обеспечивать эффективное сгорание топлива во всем диапазоне ожидаемых условий эксплуатации по высотам, скоростям и режимам полета. Должны быть представлены доказательства отсутствия предпосылок для нарушения нормальной работы камеры сгорания как на основном, так и резервном топливах.

654. Во всем диапазоне эксплуатационных режимов в камере сгорания не должно быть:

1) вибрационного горения;

2) срыва пламени при предельных регулировках системы автоматического регулирования и испытаниях с забросом средних и мелких птиц, льда, имитации ливневого дождя, бокового ветра, попадания в двигатель больших масс воды или снега при взлете с взлетно-посадочной полосы, покрытой атмосферными осадками;

3) недопустимой неравномерности поля температуры газа на выходе из камеры сгорания на всех режимах работы двигателя с отборами и без отборов воздуха на

нужды двигателя и ВС, неравномерностях потока на входе в двигатель и положениях регулирующих органов в газоздушном тракте;

4) недопустимых отложений кокса и нагара, перегревов элементов камеры сгорания

655. Каждая топливная форсунка двигателя, при необходимости, должна быть защищена соответствующим фильтром или должны быть приняты другие меры, не допускающие засорения форсунки твердыми частицами или продуктами разложения топлива (коксом и смолами).

Должны быть приняты меры, исключаящие закоксовывание топливных коллекторов и закипание топлива в коллекторах и форсунках.

656. Камера сгорания должна быть оборудована устройством организованного дренирования топлива.

### **Параграф 18. Реактивное сопло**

657. Соединительные элементы сопла не должны допускать утечек газа, превышающих расчетные значения.

658. Если применяется регулируемое сопло с системой управления его подвижными элементами, то:

1) должна быть обеспечена надежная фиксация подвижных элементов в заданном положении на каждом режиме работы двигателя;

2) должен быть установлен указатель положения подвижных элементов сопла в крайних его положениях;

3) отказы подвижных элементов или системы управления ими не должны приводить к отказам с опасными последствиями;

4) для проверок должны быть предусмотрены устройства для привода подвижных элементов сопла без запуска двигателя.

Требования предъявляются к двигателю при сертификации "до установки на ВС" в том случае, если реактивное сопло или его часть входят в конструкцию двигателя.

### **Параграф 19. Реверсивное устройство**

659. Конструкция реверсивного устройства, величина максимальной реверсивной тяги и допуск на нее, время ее достижения и непрерывного использования, а также направление струй, выходящих из реверсивного устройства, и другие параметры, характеризующие работу устройства, должны быть выбраны исходя из ожидаемых условий применения реверсивного устройства и указаны в технической документации на двигатель.

Требования предъявляются к двигателю при сертификации "до установки на ВС" в том случае, если реверсивное устройство входит в конструкцию двигателя.



660. Реверсивное устройство не должно оказывать недопустимого влияния на характеристики двигателя при его работе на режиме прямой тяги.

661. Увеличение и уменьшение реверсивной тяги при изменении режима работы двигателя с включенным реверсивным устройством должно быть плавным, без скачков и провалов, выходящих за пределы, установленные технической документацией.

662. Система управления реверсивным устройством должна обеспечивать:

1) включение и выключение реверсивного устройства с любого режима работы двигателя;

2) устойчивую работу двигателя с включенным реверсивным устройством на установившихся режимах и при переменных процессах, в том числе в процессе изменения тяги двигателя от различных значений прямой до максимальной реверсивной тяги;

3) автоматическое выключение или снижение режима работы двигателя от указанной в технической документации величины в случае самопроизвольного включения реверсивного устройства;

4) автоматическое ограничение режима работы двигателя до указанного в технической документации уровня в случае не включения реверсивного устройства;

5) возможность проверки работы реверсивного устройства на земле (на стенде) на работающем двигателе без применения дополнительных средств по охлаждению всего реверсивного устройства и его системы управления;

6) опробование действия реверсивного устройства на неработающем двигателе от соответствующих аэродромных источников питания.

663. При работе на режиме реверсирования тяги должны исключаться:

1) недопустимые вибрации двигателя;

2) недопустимые неуравновешенные вертикальные или боковые нагрузки на двигатель;

3) недопустимое уменьшение запасов газодинамической устойчивости компрессора (компрессоров).

664. Элементы системы управления, относящиеся к реверсивному устройству, должны отвечать требованиям настоящих Норм.

## **Параграф 20. Гидроприводы двигателя**

665. В конструкции гидроприводов должна быть предусмотрена защита трубопроводов, агрегатов и других элементов от нагрузок, превышающих действующие на них максимальные механические и тепловые нагрузки в ожидаемых условиях эксплуатации.

666. Фильтры должны иметь перепускные аварийные клапаны, обеспечивающие работу гидроприводов при засорении фильтрующих элементов. Фильтры должны быть расположены в доступных для их осмотра местах.

667. При наличии гидроаккумулятора должна быть обеспечена возможность периодического контроля давления газа в его газовой полости.

668. В системах кратковременного периодического действия должен быть предусмотрен автомат разгрузки рабочего гидронасоса с аварийным перепускным клапаном на случай отказа автомата.

669. В гидроприводах должна быть обеспечена возможность подключения аэродромного источника жидкости высокого давления для проверки и регулировки гидроприводов при выключенном двигателе.

## **Параграф 21. Агрегаты и их приводы**

670. Приводы агрегатов и узлы их крепления должны быть спроектированы и выполнены так, чтобы обеспечивать надежную работу двигателя с установленным на нем оборудованием. В случае отказа приводов не должно происходить опасных повреждений других агрегатов и элементов двигателя.

671. Каждый агрегат, устанавливаемый на двигатель, должен, как правило, иметь "слабое звено" для защиты частей двигателя от воздействия чрезмерного крутящего момента. Должна указываться величина крутящего момента, при котором "слабое звено" должно разрушаться. "Слабое звено" должно быть выполнено так, чтобы его обломки не попадали в другие части двигателя.

Если у некоторых агрегатов (например, электрогенераторов большой мощности, гидронасосов) "слабое звено" может оказаться недостаточным для защиты двигателя, то должна предусматриваться возможность отсоединения привода таких агрегатов в случае их неисправности от ротора работающего двигателя.

672. Конструкция агрегатов и мест их подсоединения к двигателю в случае их поломки должна исключать возможность попадания в масляную систему двигателя обломков или рабочих жидкостей, применяемых в агрегатах.

673. Расположение регулятора воздушного винта на двигателе должно быть таким, чтобы исключалось попадание на его вход инородных частиц или осадков, содержащихся в масле.

674. Двигатель должен иметь устройство для медленного проворачивания ротора (роторов).

675. Если в агрегаты, установленные на двигателе, рабочая жидкость или масло поступают из двигателя, то в этих агрегатах следует устанавливать фильтроэлементы с необходимой тонкостью фильтрации.

## **Параграф 22. Аппаратура контроля и сигнализации**

676. На двигателе в соответствии с действующей нормативно-технической документацией должна быть установлена аппаратура контроля, обеспечивающая

проверку исправности двигателя и прогнозирование технического состояния двигателя, в том числе с помощью бортового устройства регистрации параметров.

677. Двигатель должен быть оснащен средствами обнаружения механических повреждений для выявления отказов на ранних стадиях их развития и определения технического состояния двигателя в эксплуатации. Эти средства должны включать:

1) магнитные пробки в масляной системе и удобно расположенные сливные краны периодического отбора масла для анализа на содержание в нем железа и других металлов;

2) устройства (окна, люки) для периодического осмотра деталей газоздушного тракта с помощью оптических, ультразвуковых, вихретоковых и других приборов зондового типа.

Количество и размещение окон и люков должно быть выбрано так, чтобы была обеспечена возможность оценки состояния рабочих лопаток всех ступеней компрессора, турбины, внутренней поверхности камеры сгорания и других элементов конструкций по перечню, указанному в Руководстве по технической эксплуатации;

3) датчики для контроля технического состояния и обнаружения возможных отказов двигателя.

Соответствующий перечень датчиков должен быть представлен в Руководстве по технической эксплуатации.

678. На двигателе должны быть установлены датчики измерения следующих параметров:

- 1) давления заторможенного потока воздуха на входе в двигатель;
- 2) температуры заторможенного потока воздуха на входе в двигатель;
- 3) частоты вращения роторов;
- 4) положения рычагов управления двигателями;
- 5) температуры газа.

На двигателе с охлаждаемыми рабочими лопатками турбины должен быть установлен фотоэлектрический пирометр или предусмотрена возможность его установки и применения для измерения температуры материала рабочих лопаток первой ступени турбины;

6) отношения полного давления за турбиной (для двухконтурных двигателей - эквивалентного полного давления) к полному давлению на входе в двигатель или других параметров, характеризующих тягу или мощность (для турбовинтовых двигателей - крутящий момент);

- 7) мгновенного значения массового часового расхода топлива;
- 8) давления масла в масляной системе;
- 9) температуры в масляной магистрали на входе (или выходе) двигателя;
- 10) количества масла в масляном баке двигателя;
- 11) уровня вибраций во всем диапазоне частот вращения роторов.

На двигателе могут осуществляться дополнительные измерения, которые признаны необходимыми. Датчики для измерения давления и температуры заторможенного потока воздуха, а также массового часового расхода топлива могут быть установлены на ВС. Перечень измерений, потребных для двигателей ВС местных воздушных линий, может быть сокращен. Необходимость оснащения аппаратурой для измерения уровня вибраций, возбуждаемых каждым ротором в отдельности, должна устанавливаться с учетом особенностей конкретного двигателя.

679. Датчики должны размещаться на двигателе так, чтобы:

1) точки отбора давления находились в напорном участке магистрали после фильтра, если последний предусмотрен в системе. Если на двигателе имеется вспомогательная масляная система, независимая от главной, то должна предусматриваться возможность установки дополнительного датчика для измерения давления масла в возможно ближайшей к смазываемым деталям точке;

2) точки отбора параметра для его измерения и воздействия на регулирующие устройства находились на участке тракта, обеспечивающем равноценное воздействие на измерительные и регулирующие устройства;

3) электрические провода датчиков были надежно защищены от возможных повреждений и размещались в безопасных от повреждения местах на двигателе.

680. Вблизи каждого ответвления магистрали к контрольно-измерительным приборам рекомендуется предусматривать устройства, ограничивающие утечку жидкости в случае разрушения трубопроводов.

681. Должен быть представлен перечень аппаратуры и приборов, необходимых для контроля, регулирования и управления двигателем. Должны быть также указаны потребные пределы точности измерений этой аппаратурой и приборами. Соответствующим образом должны учитываться разрешающая способность и точность аппаратуры и приборов, зависящие от их размеров, и прочее.

682. В двигателе должны быть предусмотрены устройства, необходимые для объективного учета наработки.

683. Двигатель должен быть оборудован устройствами, необходимыми для сигнализации:

- 1) минимального давления топлива на входе в двигатель;
- 2) минимального давления масла;
- 3) превышения допустимого уровня вибраций;
- 4) превышения максимальной температуры газа;
- 5) появления стружки в масле;
- 6) возникновения помпажа;
- 7) обледенения двигателя;
- 8) минимального остатка масла в масляном баке;
- 9) максимального уровня масла в масляном баке;

10) максимального допустимого перепада давлений на топливном фильтре, если последний отнесен к двигателю;

11) превышения допустимой частоты вращения роторов двигателя.

На двигателе могут устанавливаться и другие устройства для сигнализации, если это будет признано необходимым.

Перечень устройств для сигнализации у двигателей ВС местных воздушных линий может быть сокращен.

684. На двигателях, у которых во внутренних масляных или суфлируемых полостях в случае неисправности возможно возникновение перегрева, способного вызвать пожар, должна применяться система сигнализации о перегреве (пожаре).

Система сигнализации о перегреве (пожаре) должна удовлетворять требованиям.

685. Устройства и системы двигателя, несвоевременное включение или выключение которых может влиять на безопасность полета, должны оснащаться датчиками для сигнализации:

1) положения элементов изменяемой геометрии двигателя (например, поворотных направляющих лопаток компрессора, створок реактивного сопла, реверсивного устройства);

2) автоматического включения системы флюгирования воздушного винта и устройства реверсирования воздушного винта;

3) включения и выключения впрыска жидкости в компрессор.

На двигателе могут устанавливаться другие устройства для сигнализации, если это будет признано необходимым.

686. В Руководстве по технической эксплуатации должны быть включены рекомендации по действиям экипажа при срабатывании средств сигнализации, установленных на двигателе.

### **Параграф 23. Трубопроводы, разъемы, соединения**

687. Все разъемы и соединения в системах топливной, масляной, запуска, зажигания, подвода и отбора воздуха (газа), управления и регулирования, гидравлической, электрической и других должны располагаться в местах, доступных для технического обслуживания. Соединения трубопроводов должны обеспечивать герметичность без их подтягивания в эксплуатации, за исключением тех случаев, которые оговорены в Руководстве по технической эксплуатации и Регламенте технического обслуживания.

688. Трубопроводы всех систем двигателя и элементы их крепления должны выдерживать действующие на них в эксплуатации механические и тепловые нагрузки. Переменные напряжения трубопроводов не должны превышать допустимых значений. Во избежание повреждений трубопроводы должны иметь гарантированные зазоры (люфты) в местах примыкания к ним других элементов конструкции.

689. Трубопроводы, которые проложены в местах конструкции двигателя, где возможны их относительные перемещения, должны иметь элементы, компенсирующие возможную деформацию трубопроводов. В случае применения гибких шлангов последние должны быть утвержденных типов или должно быть подтверждено, что они пригодны для применения в данной системе двигателя.

690. Конфигурация трубопроводов на двигателе должна исключать возможность скопления в них воздуха, паров или отстоя в количестве, могущем вызвать нарушение работы соответствующей системы.

691. Для снижения пожарной опасности трубопроводы двигателя и элементы их крепления должны удовлетворять требованиям.

692. В имеющихся на двигателе замкнутых объемах трубопроводов с рабочими жидкостями или газами, в которых возможно повышение давления выше допустимого уровня, например, под воздействием температуры, должны предусматриваться устройства, исключающие чрезмерные повышения давления.

693. Конструкция трубопроводов и их элементов должна исключать возможность их ошибочного монтажа.

694. Должна быть исключена возможность установки обратных клапанов и других устройств в положение, при котором они работают неправильно.

695. Установка и крепление клапанов и других агрегатов на двигателе должны исключать передачу недопустимых нагрузок от этих устройств на присоединенные к ним трубопроводы.

696. Путем принятых средств маркировки должна быть обеспечена надежная индикация трубопроводов каждой системы, монтируемой на двигателе.

Это требование распространяется и на другие коммуникации, расположенные на двигателе (электрические провода и прочие).

#### **Параграф 24. Испытания двигателя при сертификации "до установки на ВС"**

697. При сертификации "до установки на ВС" двигатель и его детали должны удовлетворительно пройти следующие стендовые испытания:

- 1) специальные испытания;
- 2) 150-часовые испытания;
- 3) испытания по установлению ресурсов.

698. Для оценки результатов всех стендовых испытаний при сертификации двигателя следует учитывать историю доводки двигателя.

699. При испытаниях в необходимых сочетаниях должны измеряться следующие параметры:

- 1) барометрическое давление, температура и влажность атмосферного воздуха;
- 2) давление заторможенного потока воздуха на входе в двигатель;
- 3) температура заторможенного потока воздуха на входе в двигатель;

- 4) давление воздуха в боксе;
- 5) частоты вращения роторов;
- 6) положение рычагов управления двигателями;
- 7) положение регулируемых элементов компрессора;
- 8) положение регулируемых элементов реактивного сопла;
- 9) давление заторможенного потока воздуха на выходе из компрессора;
- 10) температура заторможенного потока воздуха на выходе из компрессора;
- 11) давление заторможенного потока газа за турбиной;
- 12) температура заторможенного потока газа за турбиной;
- 13) тяга или мощность (для турбовинтового двигателя - также крутящий момент);
- 14) расход топлива;
- 15) давление топлива на входе в двигатель;
- 16) давление топлива перед форсунками;
- 17) температура топлива на входе в двигатель;
- 18) давление масла в масляной системе;
- 19) температура масла на входе в двигатель;
- 20) температура масла на выходе из двигателя;
- 21) прокачка масла;
- 22) расход масла;
- 23) вибрации корпусов двигателя.

В зависимости от особенностей двигателя, его систем или вида испытаний, указанный перечень параметров может изменяться.

700. Компоновка двигателя для 150-часовых стендовых испытаний и ресурсных испытаний должна полностью совпадать с компоновкой двигателя для государственных испытаний. Идентичность компоновок двигателей для специальных и государственных испытаний должна выдерживаться, по крайней мере, по тем элементам конструкции, которые могут оказать влияние на проверяемые характеристики или свойства двигателя и его элементов. 150-часовые стендовые испытания должны проводиться со стендовым воздухозаборником.

Специальные испытания, при которых проверяется влияние воздухозаборника на параметры двигателя, устойчивость работы компрессора и вибрации лопаток, должны проводиться с воспроизведением ожидаемых полетных возмущений потока воздуха на входе в компрессор. Испытания должны проводиться со штатным реактивным соплом и реверсивным устройством. В тех случаях, когда это необходимо, разрешается применение реактивного сопла иной конструкции.

701. Искусственные средства увлажнения атмосферного воздуха, поступающего в компрессор двигателя, не должны применяться, за исключением специально оговоренных случаев.

702. В испытаниях должны применяться топливо и масло, указанные в технической документации для данного двигателя. Стендовые системы питания двигателя топливом и маслом должны быть оборудованы фильтрами, обеспечивающими тонкость очистки топлива и масла, предусмотренную штатными для двигателя средствами.

703. При указанных испытаниях двигателя должны быть установлены все предназначенные для этого двигателя регуляторы, если в требованиях к конкретным испытаниям не оговорено иное. Для определения характеристик двигателя все агрегаты, не предназначенные для непосредственного обслуживания двигателя, должны быть отключены и не должен производиться отбор воздуха из компрессора для удовлетворения самолетных нужд.

704. Компоновка всех систем стенда (размеры и конфигурация трубопроводов, характеристики электрических проводов, схема фильтрации, емкости и другие) при испытаниях двигателя должна обеспечивать воспроизведение ожидаемых условий эксплуатации двигателя, зависящих от этих элементов.

Элементы настройки регуляторов должны быть отрегулированы перед каждым испытанием. Регулировка не должна изменяться до окончания данного испытания и выполнения всех проверок. Испытания двигателя, не имеющие целью определение основных данных и параметров двигателя, должны проводиться с установленными на нем самолетными агрегатами, загруженными в соответствии с программой испытаний; должны быть определены также потери, вызываемые затратой части мощности на привод агрегатов и отбор воздуха.

705. В процессе 150-часовых испытаний разрешается только обслуживание и ремонт двигателя согласно Руководству по технической эксплуатации.

В случаях, когда внутри двигателя скапливаются пыль и грязь из окружающей испытательный стенд среды, может быть допущена промывка внутреннего тракта двигателя на некоторых этапах 150-часового испытания, но без разборки двигателя.

706. Измеренные при испытаниях двигателя параметры (в том числе измеренное усилие с учетом поправки на влияние внутренней аэродинамики стенда), значения которых зависят от атмосферных условий, для сравнения с заявленными данными должны быть приведены к стандартной атмосфере.

707. Измеренные при испытаниях двигателя параметры следует приводить к стандартной атмосфере по следующим формулам:

статическая тяга:

101,3

$$R_{io} = R_{eci} \cdot 24 R_{s24PAO} R_{1TAO} \frac{1}{\rho_{ain}} \frac{P_{AO}}{P_{std}}$$

частота вращения:

288,15

$$n_{io} = n_{eci} n_d V^{-----};$$



$$T_{AO}^*$$

часовой расход топлива:

$$101,3 \cdot 288,15$$

$$G_{o.io} = G_{o.eci} G_{oPAO} G_{oTAO} G_{od} \text{-----} V \text{-----};$$

$$P_{AO} T_{AO}^*$$

расход воздуха:

$$101,3 T_{AO}^*$$

$$G_{a.io} = G_{a.eci} G_{aPAO} G_{aTAO} G_{ad} \text{-----} V \text{-----};$$

$$P_{AO} 288,15$$

температура:

$$288,15$$

$$T_{ob}^{*1} = T_{24}^{*1} \text{ ecilain plain ain } 1 \text{ AO}$$

давление:

$$101,3$$

$$P_{io} = P_{eci}^* P_{AO}^* P_{TAO}^* P_d^* \text{-----}.$$

$$P_{AO}^*$$

Здесь индексы имеют следующие значения:

"пр" - приведенные величины;

"изм" - измеренные величины;

"вх" - параметры на входе в двигатель (с учетом потерь во входном устройстве);

"\*" - параметры заторможенного потока.

Коэффициенты влияния  $R, n, G_o, G_a, T^*$  и  $P^*$  и с соответствующими индексами  $P_{AO}^*, T_{AO}^*$  и  $d$  определяются экспериментально-расчетным способом.

При испытаниях с самолетным воздухозаборником или его имитатором измеренные величины приводятся к стандартной атмосфере по параметрам на входе в воздухозаборник.

708. Измеренные при испытаниях турбовинтового двигателя величины приводятся к условиям стандартной атмосферы. Величину мощности воздушного винта следует приводить к условиям стандартной атмосферы по следующей формуле:

$$101,3 \cdot 288,15$$

$$N_{a.io} = N_{a.eci} N_{aPAO} N_{aTAO} N_{ad} \text{-----} V \text{-----},$$

$$P_{AO} T_{AO}^*$$

приведенную эквивалентную мощность турбовинтового двигателя следует определять по формуле:

$$N_{\text{экв.пр}} = N_{\text{в.пр}} + kR_{\text{пр}},$$

где,  $k$  - коэффициент пересчета тяги в мощность, принимаемый для взлетной мощности равной 68,2;

$R_{\text{пр}}$  - приведенная тяга (кН);

$N$  - мощность (кВт).

709. Различия в типах двигателей, системах их регулирования и конструкциях стендов могут внести коррективы в методику приведения измеренных величин к условиям стандартной атмосферы.

Для приведения могут быть также использованы номограммы или графики приведения, рассчитанные и построенные с учетом типов двигателей, систем их регулирования и конструкций стендов.

710. Если в результате любого из испытаний или в результате проведенного модифицирования в конструкцию вводится какое-либо изменение, то все уже законченные испытания, на которые может повлиять введенное изменение, должны быть повторены.

711. По завершении специальных испытаний, регламентируемых пунктом 748 настоящих Норм, двигатели, на которых они проводились, и их агрегаты, относящиеся к этим испытаниям, должны быть подвергнуты дефектации в объеме, указанном в программе или методике испытаний.

## **Параграф 25. Специальные стендовые испытания двигателя**

712. Двигатель и его детали должны удовлетворительно пройти следующие специальные испытания:

- 1) по проверке корпусов двигателя на прочность, жесткость, несущую способность и циклическую долговечность;
- 2) по определению вибрационных характеристик двигателя;
- 3) по проверке работоспособности двигателя при максимальных возможных в эксплуатации значениях температуры газа перед турбиной и частот вращения роторов ("горячие испытания");
- 4) по проверке двигателя на достаточность запаса газодинамической устойчивости;
- 5) по определению последствий разрушения лопаток компрессора и турбины и проверке прочности лопаток вентилятора;
- 6) по проверке эффективности противообледенительной системы;
- 7) по проверке пусковых свойств двигателя в земных условиях при различных температурах окружающего воздуха;
- 8) по проверке работоспособности двигателя при попадании в воздухозаборник посторонних предметов (птиц, воды, кусков льда и града);
- 9) по проверке роторов двигателя на прочность;

- 10) по проверке роторов при повышенной температуре газа перед;
- 11) по проверке работоспособности турбовинтового двигателя со свободной турбиной при повышенном крутящем моменте;
- 12) по проверке топливной системы и системы автоматического регулирования двигателя;
- 13) по проверке работоспособности двигателя при превышении максимальной частоты вращения ротора;
- 14) по проверке работы двигателя с имитацией режима авторотации;
- 15) по проверке прочности редукторов;
- 16) по проверке прочности валов двигателя;
- 17) по проверке работы двигателя при обдуве воздушным потоком;
- 18) по проверке высотного запуска двигателя в термобарокамере;
- 19) по проверке средств защиты двигателя при помпаже;
- 20) по проверке системы защиты от перегрева турбины;
- 21) по термометрированию основных элементов конструкции двигателя;
- 22) по проверке элементов гидравлических и пневматических коммуникаций двигателя на герметичность и прочность;
- 23) по проверке работоспособности камеры сгорания двигателя;
- 24) по определению характеристик масляной системы двигателя (редуктора);
- 25) по определению высотно-скоростных характеристик двигателя;
- 26) по проверке подшипниковых опор роторов двигателя;
- 27) по проверке уровня контролепригодности двигателя.

Все испытания должны проводиться по программам, разработанным для каждого конкретного двигателя, и могут выполняться как на двигателе, предъявленном на 150-часовые испытания, так и на другом экземпляре двигателя.

713. Проверка корпусов двигателя на прочность, жесткость, несущую способность и циклическую долговечность.

Должны быть проведены статические испытания корпусов двигателя с целью проверки прочности, жесткости и несущей способности их элементов при эксплуатационных нагрузках.

Статические испытания корпусов проводятся:

- 1) при воздействии эксплуатационных нагрузок в расчетном случае;
- 2) до разрушения или при воздействии эксплуатационных нагрузок, увеличенных на соответствующие коэффициенты запаса прочности.

При испытаниях должны быть учтены и воспроизведены эксплуатационные нагрузки, действующие на корпус двигателя как в результате работы самого двигателя (тяга, осевые силы, крутящие моменты от воздействия газового потока, силы от температурного расширения деталей), так и вследствие эволюции ВС (инерционные нагрузки, гироскопические моменты).

При необходимости производится нагрев отдельных наиболее ответственных узлов, работающих в эксплуатации в условиях повышенных температур.

Методика испытаний, включающая способы и места приложения нагрузок, время их воздействия, величины коэффициентов запаса прочности и схему измерения деформаций и перемещений, должна быть составлена в соответствии с ожидаемыми условиями эксплуатации двигателя.

Корпусные узлы двигателя с высокой степенью повышения полного давления воздуха в компрессоре ( $n * e > 20$ ), подвергающиеся в эксплуатации действию больших статических давлений, должны испытываться для проверки прочности, жесткости и несущей способности под давлением, превышающим максимальное рабочее давление.

Перечень узлов, подвергающихся испытаниям, методика испытаний, величины коэффициентов запаса прочности, а также способы имитации распределения реально действующих нагрузений выбираются в соответствии с ожидаемыми условиями эксплуатации двигателя.

Корпусные элементы двигателя, которые нагружены давлением воздуха, газа или жидкости и испытывают нагрузки циклического характера, должны пройти эквивалентно-циклические испытания. При этом циклы нагружений корпусных элементов двигателя должны выбираться с учетом напряжений и нагрева в ожидаемых условиях эксплуатации. Количество циклов нагружений с наиболее неблагоприятным сочетанием напряжений и нагрева, возможное в условиях эксплуатации за ресурс, определяется программой испытаний.

Допускается проведение эквивалентно-циклического испытания при пониженной температуре с увеличенным перепадом давления, величина которого определяется с учетом изменения механических свойств материала элементов в зависимости от температуры.

Если корпусной элемент подвергается дополнительным статическим или переменным нагрузкам, кроме нагрузок от давления, то должен быть проведен анализ этих нагрузок.

Если их влияние, оцененное расчетным путем, мало, то допускается имитировать их действие увеличением перепада давления. Если нагрузки существенны или не могут в достаточной мере быть компенсированы увеличением давления, то испытание должно быть проведено с воспроизведением этих нагрузок.

Испытания могут проводиться как на двигателе в целом, так и на отдельном корпусе двигателя, снабженном всеми ступенями направляющих аппаратов компрессора и сопловых аппаратов турбины в сборке с ложным ротором (роторами). Крепление двигателя или отдельного корпуса на испытательном стенде должно осуществляться аналогично самолетному.

714. Исследование вибрационного состояния двигателя, его узлов и деталей должно показать отсутствие опасных по условиям прочности вибраций во всем диапазоне рабочих режимов.

Перечень узлов и деталей двигателя, вибрационные характеристики которых подлежат определению, а также объем исследований устанавливаются программой исследования вибрационного состояния двигателя.

Для многовальных двигателей часть испытаний по определению вибрационных характеристик внутренних каскадов может быть выполнена в системе однокаскадного газогенератора с последующей выборочной проверкой отдельных ступеней с наибольшими вибрационными напряжениями в системе двигателя полной компоновки. Для турбовинтового двигателя должны быть проведены испытания по определению влияния воздушного винта на вибрационные характеристики двигателя.

Вибрационные характеристики следует определять методами вибрографирования, тензометрирования, а также другими приемлемыми методами.

Исследования должны быть проведены во всем диапазоне частот вращения от малого газа до максимальной частоты вращения. При обнаружении резонансных режимов вблизи максимальной частоты вращения исследования должны проводиться до частоты вращения, превышающей максимальную на величину, указанную в программе испытаний.

Вибрационные напряжения в рабочих лопатках компрессора и турбины следует определять при всех видах колебаний. Если отсутствуют очевидные доказательства устойчивости рабочих лопаток компрессора к автоколебаниям во всем диапазоне эксплуатационных режимов работы двигателя, то для получения таких доказательств должно быть проведено соответствующее испытание двигателя с тензометрированием рабочих лопаток.

Тензометрированию подлежат:

- 1) рабочие лопатки всех ступеней компрессора и турбины;
- 2) лопатки направляющих аппаратов всех ступеней компрессора;
- 3) диски турбины и компрессора;
- 4) топливные, масляные и другие трубопроводы двигателя;
- 5) валы роторов и воздушных винтов.

Объем тензометрирования может быть уменьшен, если специальными испытаниями, опытом доводки, расчетами, тензометрированием прототипов показан допустимый, по условиям прочности, уровень вибрационных напряжений лопаток, дисков, трубопроводов, валов и роторов.

Тензометрированием должно быть определено влияние на уровень вибрационных напряжений следующих факторов:

в рабочих лопатках компрессора:

наибольших, ожидаемых в эксплуатации, неравномерностей полей полных давлений воздуха на входе в двигатель (для первых двух ступеней);

высотно-скоростных условий полета (для ступеней, установленных программой);

воздействия средств механизации (регулируемые направляющие аппараты, перепуски воздуха) и отбора воздуха на нужды двигателя и ВС;

в рабочих лопатках турбины:

окружной неравномерности температуры газа перед турбиной и ее изменений при отборах воздуха из компрессора;

действия реверсивного устройства (для последних ступеней);

высотно-скоростных условий полета (для ступеней, у которых степень понижения полного давления газа в эксплуатационных условиях более чем на 10 % превышает степень понижения полного давления газа в условиях  $H = 0, M = 0$ ).

Окружная неравномерность газа перед турбиной может оцениваться по окружной неравномерности газа за турбиной.

Способы имитации работы ступени турбины в высотно-скоростных условиях и способы оценки окружной неравномерности температуры газа перед турбиной должны быть указаны в программе испытаний.

Если в результате анализа будет выявлена возможность одновременного влияния нескольких факторов на вибрационные напряжения в лопатках, то должно быть проведено тензометрирование для определения влияния сочетания этих факторов.

715. Если в результате определения вибрационных характеристик двигателя в диапазоне рабочих частот вращения будут обнаружены вибрации повышенного уровня, то достаточная вибрационная прочность должна быть подтверждена:

- 1) дополнительным объемом испытаний;
- 2) резонансными испытаниями;
- 3) другими данными, полученными приемлемыми методами.

716. Тензометрированием должно быть подтверждено, что у бандажированных лопаток компрессора и турбины вибрационные напряжения в лопатках не возрастают до недопустимого по условиям прочности уровня в связи с частичной потерей натяга по полкам в процессе длительной наработки, если не представлены данные о сохранении натяга в пределах ресурса.

717. При "горячих испытаниях" производится проверка работоспособности двигателя при максимальных возможных в эксплуатации значениях температуры газа перед турбиной и частот вращения роторов.

718. "Горячие испытания" необходимо проводить, если в ожидаемых условиях эксплуатации максимальные значения температуры газа более чем на  $20^{\circ}\text{C}$  и частоты

вращения двигателя более чем на  $2,5 \text{ с}^{-1}$  (или более чем на  $1,5 \%$  от частоты вращения на взлетном режиме - в зависимости от того, что больше) могут превышать их значения на взлетном режиме, полученные в ходе 150-часовых стендовых испытаний.

При проведении "горячих испытаний" внешняя обвязка двигателя и компоновка его агрегатов могут отличаться от двигателя для 150-часовых стендовых испытаний.

719. Длительность "горячих испытаний" должна составлять не менее 75 часов, а суммарная наработка при максимальных возможных в эксплуатации температуре газа и частоте вращения должна быть равной суммарной наработке на взлетном режиме, установленной для 150-часовых стендовых испытаний данного двигателя.

720. Максимальные возможные в эксплуатации значения температуры газа и частот вращения роторов следует определять по расчетным высотноскоростным характеристикам двигателя с учетом температуры наружного воздуха, допусков на расход топлива, требуемого отбора воздуха на самолетные нужды, высоты расположения аэродромов, возможной неравномерности потока воздуха на входе в двигатель в ожидаемых условиях эксплуатации.

721. Средства достижения требуемых параметров двигателя должны быть указаны в программе испытаний. Для воспроизведения наиболее неблагоприятного распределения в высотных условиях температуры газа и степени понижения полного давления газа в ступенях турбины могут применяться технологические сопла, сопловые аппараты с изменяемой площадью проходного сечения и другие средства, а также такие способы, как подогрев воздуха на входе, перепуск части воздуха, используемого для самолетных нужд, дросселирование воздуха на входе, испытание двигателя с гидротормозом (для турбовинтового двигателя или двигателя со свободной турбиной) или с воздушным винтом (для турбовинтового двигателя) и тому подобное. Воспроизведение натурной степени понижения полного давления для тех ступеней турбины, для которых в эксплуатационных условиях степень понижения полного давления более чем на  $10 \%$  превышает ее значение в условиях  $H = 0$ ,  $M = 0$ .

722. Результаты испытаний признаются удовлетворительными, если:

1) подтверждена работоспособность "горячей" части двигателя (камеры сгорания, турбины, реактивного сопла и других) с системами и агрегатами этих элементов в течение времени, установленного программой испытаний;

2) установлено соответствие расчетным величинам полученных при испытаниях максимальных значений температуры газа перед турбиной и частоты вращения.

723. При проверке двигателя на достаточность запаса газодинамической устойчивости, испытаниями на установившихся режимах и при переменных процессах (приемистость, сброс газа, встречная приемистость) должно быть показано, что в компрессоре (компрессорах) двигателя не возникает помпаж в ожидаемых условиях эксплуатации и обеспечивается достаточный запас газодинамической устойчивости.

Проверку достаточности запасов газодинамической устойчивости компрессора следует проводить при стендовых испытаниях двигателя и, в случае необходимости, на высотном стенде с имитацией высотно-скоростных условий. Проверка должна осуществляться путем создания на входе в компрессор неоднородности потока, свойственной наиболее неблагоприятным ожидаемым условиям эксплуатации, с одновременным воздействием на регулируемые элементы двигателя (например, площадь реактивного сопла, угол установки поворотных аппаратов, топливрегулирующую аппаратуру).

В случае необходимости двигатель должен подвергаться стендовым испытаниям в компоновке с натурным воздухозаборником и прилегающими элементами ВС.

Проходные сечения сопловых аппаратов турбины и настройка автоматики двигателя для данных испытаний должны быть подобраны такими, чтобы обеспечить наименьшую величину запаса газодинамической устойчивости, допустимую для серийных двигателей. Закон регулирования компрессора и двигателя в этих испытаниях следует выдерживать в соответствии с заданной программой.

Результаты испытаний признаются удовлетворительными, если:

1) обеспечивается устойчивая работа двигателя при реализации всех процессов, предусмотренных для ожидаемых условий эксплуатации и в соответствующем диапазоне режимов с имитированным уровнем входных возмущений;

2) подтверждена работоспособность двигателя после имитации нарушения газодинамической устойчивости.

724. Определение последствий разрушения лопаток компрессора и турбины и проверка прочности лопаток вентилятора.

Испытанием должно быть показано, что оборвавшаяся лопатка компрессора или турбины удерживается корпусами двигателя, а вторичные эффекты, вызванные ее обрывом, не приводят к отказам с опасными последствиями. Это должно быть показано одним из следующих способов:

1) специальными испытаниями двигателя по проверке непробиваемости корпусов оборвавшейся лопаткой и отсутствия опасных последствий от вторичных явлений, вызванных разрушением лопатки;

2) на основании информации о последствиях обрывов лопаток, получаемой:

при стендовой доводке и летных испытаниях данного двигателя или

при стендовой доводке, летных испытаниях и эксплуатации других двигателей, рабочие лопатки, корпуса и роторы которых сравнимы с соответствующими деталями рассматриваемого двигателя по конструкции, способу изготовления, окружной скорости и промежутку времени, необходимому для останова, а также другим характеристикам.

Испытаниям должен предшествовать анализ с целью определения:



наиболее критической ступени компрессора или турбины как с точки зрения возможности обрыва лопатки, так и возможных повреждений двигателя неуравновешенной силой, возникшей в результате обрыва лопатки;

максимального возможного в эксплуатации времени, потребного для выключения двигателя после обрыва лопатки.

Испытания должны проводиться на полностью собранном двигателе. Допускается проведение испытаний отдельной ступени с относящимися к ней частями статора или отдельной части двигателя при:

имитации условий работы в системе двигателя (давления, температуры воздуха или газа);

доказательстве отсутствия опасных последствий в случае обрыва других лопаток;

возможности перенесения результатов по воздействию неуравновешенных сил на двигатель в его полной компоновке.

Невозможность выполнения требуемых условий по температуре и давлению в отдельных случаях допускается компенсировать соответствующим увеличением частоты вращения ступени.

При испытаниях от рабочего колеса компрессора или турбины должна отделяться одна лопатка в корневом сечении при максимальной возможной в эксплуатации частоте вращения.

Двигатель после обрыва лопатки должен проработать при неизменном положении рычагов управления двигателями в течение периода времени, установленного анализом, но не менее 15 секунд, или до самовыключения.

После испытаний допускается полная потеря тяги (мощности). Результаты испытаний должны свидетельствовать об отсутствии отказов с опасными последствиями при обрыве лопатки.

Для проверки прочности лопаток вентилятора должны быть проведены испытания, имеющие целью показать, что:

профильная часть и замковое соединение лопаток имеют приемлемые по условиям прочности запасы по частоте вращения относительно максимальной частоты вращения;

3) полочное бандажирование рабочих лопаток таково, что процесс износа контактных поверхностей полок, повреждение лопаточного венца посторонними предметами, а также повышенные механические и тепловые нагрузки, возникшие в результате повреждения двигателя, не приводят к рассоединению стыков бандажа или потере натяга в нем, в результате которых возможно опасное по условиям прочности возрастание вибрационных напряжений в лопатках.

Соответствие двигателя следует устанавливать на основании анализа результатов:

стендовых длительных и эквивалентно-циклических испытаний;

специальных испытаний;

эксплуатации других двигателей, имеющих бандажированные лопатки, которые сравнимы по условиям работы, конструкции и размерам пера и бандажу, материалу, способу изготовления, значениям усилий по контактным поверхностям полок;

других данных, полученных приемлемыми методами.

725. Специальные стендовые испытания по проверке эффективности противообледенительной системы двигателя должны проводиться при температуре атмосферного воздуха и искусственных условиях обледенения, кроме точки с температурой минус  $40^{\circ}\text{C}$ .

Испытания должны проводиться на двигателе, оборудованном стендовым воздухозаборником и имеющем конструкцию противообледенительной системы двигателя, предъявляемого на 150-часовые стендовые испытания.

Эффективность работы противообледенительной системы на двигателе должна быть проверена на следующих режимах его работы:

- 1) земном малом газе;
- 2) полетном малом газе;
- 3) промежуточных установившихся, указанных в программе стендовых испытаний по проверке эффективности противообледенительной системы двигателя;
- 4) взлетном.

Стендовые испытания противообледенительной системы следует проводить с охватом диапазона температур  $0^{\circ}\text{C}$  - минус  $30^{\circ}\text{C}$ . При этом экспериментальные точки могут получаться в следующих интервалах фактических температур окружающего воздуха (в  $^{\circ}\text{C}$ ):  $0^{\circ}$  - минус  $5^{\circ}$ ; минус  $7^{\circ}$  - минус  $15^{\circ}$ ; минус  $15^{\circ}$  - минус  $25^{\circ}$ ; минус  $25^{\circ}$  - минус  $30^{\circ}$ .

Соответствие противообледенительной системы заданным требованиям подтверждается до величины минимальной температуры, полученной в ходе испытаний. Для каждой фактической температуры воздуха влажность следует устанавливать по кривой влажности.

Продолжительность испытания с работающей противообледенительной системой двигателя в земных условиях на каждом из режимов, должна составлять:

30 минут в условиях обледенения, соответствующих температуре, влажности и диаметру капель, указанных в пункте 1269 настоящих Норм;

5 минут в условиях обледенения, соответствующих температуре, влажности и диаметру капель, указанных в пункте 1270 настоящих Норм.

Время испытаний не должно превышать времени непрерывной работы, указанного для данного режима в Руководстве по технической эксплуатации.

Порядок и последовательность выполнения должны указываться в программе испытаний. Допускается проведение нескольких испытаний, каждое из которых проводится при постоянной влажности, установленной для температур.

После окончания проверок на режимах земного и полетного малого газа в диапазоне температур от минус  $10^0\text{C}$  до  $0^0\text{C}$  и при величине влажности, должна быть произведена проверка приемистости до взлетного режима. Количество проверок приемистости должно быть указано в программе испытаний.

Проверка работоспособности двигателя при запаздывании включения противообледенительной системы двигателя и противообледенительной системы воздухозаборника должна проводиться при стендовых испытаниях на режиме полетного малого газа и других установившихся промежуточных режимах, предусмотренных программой, в условиях обледенения.

Запаздывание включения указанных противообледенительных систем относительно момента срабатывания штатных сигнализаторов обледенения должно составлять одну минуту.

Проверка эффективности противообледенительной системы двигателя должна проводиться с устройством, обеспечивающим отбор воздуха на нужды противообледенительной системы двигателя с одновременной имитацией расхода воздуха, потребного для работы противообледенительной системы воздухозаборника.

Во время испытаний по оценке эффективности противообледенительной системы двигателя все устройства по отбору воздуха (газа), использование которых разрешается при включении противообледенительной системы двигателя, должны находиться в наиболее неблагоприятном для работы двигателя положении. Должно быть подтверждено, что другие возможные положения устройств по отбору воздуха (газа) не приводят к появлению неисправностей в работе двигателя.

726. При проверке пусковых свойств двигателя в земных условиях при различных температурах окружающего воздуха, электрическая часть системы запуска, число и типы агрегатов, предназначенных для обслуживания нужд ВС, а также источники питания пускового устройства при испытаниях должны соответствовать указанным в технической документации на двигатель. При необходимости допускается имитация источников питания.

Специальные испытания по проверке пусковых свойств двигателя и проверке надежности запуска должны проводиться в диапазоне условий и при соответствующих температурах топлива и масла. Эти испытания могут проводиться в естественных условиях или в термокамере.

Из общего количества запусков, предусмотренных условиями испытаний, должно быть выполнено при минимальной заявленной температуре масла на входе в двигатель не менее двух нормальных запусков и двух ложных запусков с последующим (после каждого ложного запуска) нормальным запуском (после истечения установленного периода времени дренирования топлива).

В случае применения электрического стартера нормальные запуски должны быть проверены при минимальном заявленном напряжении, а ложные запуски - при максимальном заявленном напряжении электрического тока.

В случае применения воздушного стартера нормальные запуски должны быть выполнены при минимальном заявленном давлении воздуха, а ложные запуски - при максимальном заявленном давлении воздуха на входе в пусковое устройство.

Испытаниями по проверке запуска в условиях должны быть показаны:

1) достаточная надежность работы системы запуска двигателя, как от бортовых, так и от аэродромных источников питания (от запущенного двигателя, вспомогательного газотурбинного двигателя, наземной пусковой установки) с учетом возможных крайних отклонений в параметрах источников питания;

2) достаточность единой регулировки топливной аппаратуры двигателя для обеспечения запуска.

При проверке запуска с единой регулировкой двигателя должна быть подтверждена возможность нормального запуска двигателя при расходах топлива, определяемых техническими условиями на топливорегулирующую аппаратуру.

727. При проверке работоспособности двигателя при попадании в воздухозаборник посторонних предметов (птиц, воды, кусков льда и града), должно быть показано, что:

1) повреждения, полученные двигателем в результате попадания в воздухозаборник одной крупной птицы, не вызывают отказов с опасными последствиями (полная потеря тяги или мощности в данном случае не рассматривается как опасное последствие);

2) последствия попадания в воздухозаборник нескольких птиц среднего размера и мелких являются допустимыми. Если двигатель оборудован защитными устройствами для предохранения от попадания в него посторонних предметов, то эти устройства при испытаниях должны находиться в рабочем положении.

Удовлетворение требованиям должно быть подтверждено следующими способами:

испытанием на неработающем или работающем двигателе, при котором крупная птица попадает в наиболее опасную по последствиям разрушения неподвижную деталь проточной части на входе двигателя (лопатку входного направляющего аппарата, корпус переднего подшипника).

Это испытание может не проводиться, если доказано, что поломка неподвижной детали проточной части двигателя не приводит к последствиям, более тяжелым, чем поломка, получающаяся в результате попадания крупной птицы во вращающуюся деталь ротора;

испытанием, при котором крупная птица попадает во вращающуюся деталь ротора двигателя, работающего на взлетном режиме.

Удовлетворение требованиям должно быть подтверждено также одним из следующих способов:

наработкой двигателя после заброса птиц на максимальном продолжительном режиме в течение времени, установленного программой;

тензометрированием рабочих лопаток передних ступеней компрессора после заброса птиц с целью показа, что возможные повреждения двигателя не вызвали в лопатках недопустимого по условиям прочности повышения вибрационных напряжений.

Если после забрасывания средних и мелких птиц потеря тяги (мощности) составляет более 25 % или обнаружены повреждения двигателя, которые могут привести к отказам с опасными последствиями, то должны быть разработаны необходимые конструктивные средства и проведена проверка эффективности этих средств повторением соответствующих испытаний.

Испытания с имитацией попаданий в двигатель дождевой воды, кусков льда и града должны показать, что они не вызывают:

механических повреждений конструкции двигателя, которые могут привести к заклиниванию ротора (например, из-за уменьшения зазоров между ротором и статором) ;

немедленного или последующего ухудшения технических характеристик, которое может привести к заглоханию двигателя;

повышения температуры газа по сравнению с допустимым по техническим условиям;

недопустимого по техническим условиям ухудшения тяговых характеристик двигателя.

При наличии указанных последствий от попадания в двигатель воды, льда или града, которые могут оказаться опасными в случае одновременного возникновения на нескольких двигателях ВС, необходимы разработка и применение соответствующих конструктивных средств с последующим экспериментальным подтверждением их эффективности.

Количество воды, подаваемой в воздухозаборник двигателя, должно соответствовать ее содержанию в 1 м<sup>3</sup> воздуха, поступающего в двигатель во время дождя. Продолжительность и условия испытаний устанавливаются программой с учетом вероятной наработки двигателя в условиях полета при наличии осадков в атмосфере.

Компоновка двигателя для данных испытаний должна соответствовать его компоновке для 150-часовых стендовых испытаний по следующим элементам:

по конструкции передней опоры и входного направляющего аппарата;

по конструкции лопаток вентиляторной ступени и ступеней компрессоров высокого и низкого давления;

по величинам осевых и радиальных зазоров между статорными и роторными деталями проточной части газозвдушного тракта (если величины указанных зазоров влияют на проверяемые характеристики двигателя).

После забрасывания любых предметов в работающий двигатель последний может быть остановлен для осмотра, прежде чем будет продолжена его работа в течение требуемого времени.

Допускается проведение всех испытаний на одном экземпляре двигателя. В этом случае после забрасывания в двигатель предметов может производиться необходимый мелкий ремонт (рихтовка, зачистка).

728. При проверке роторов двигателя на прочность, для каждого ротора двигателя должны быть определены расчетные величины запасов статической прочности энергоемких элементов (например, дисков, барабанов, проставок, цапф) по измеренным их температурам на наиболее тяжелых режимах. Достаточность величин запасов прочности оценивается на основании имеющегося опыта эксплуатации двигателей аналогичных конструкций.

Испытания роторов на статическую прочность должны проводиться в следующих случаях:

- 1) при недостаточных величинах запасов прочности;
- 2) для принципиально новых конструкций, материалов и технологии изготовления или при отсутствии надежной методики расчетной оценки.

Если испытаниям подлежат отдельные диски, разрешается испытание только этих дисков при воспроизведении условий их сопряжения с примыкающими деталями и нагружения в роторе.

Каждый из роторов двигателя следует испытывать отдельно в течение 5 минут в наиболее тяжелых с точки зрения прочности условиях, указанных ниже, в зависимости от того, какие из них тяжелее:

при частоте вращения ротора, равной 120 % от максимального значения. Максимальные значения частоты вращения и температуры испытываемых деталей должны соответствовать наиболее неблагоприятным условиям, возможным в эксплуатации, согласно Руководства по технической эксплуатации;

при частоте вращения ротора, равной 105 % от наибольшей, которая может быть при отказе какого-либо элемента или системы двигателя, вызывающем увеличение частоты вращения.

Температуры деталей при испытании должны в этом случае соответствовать наиболее неблагоприятным из возможных при указанных отказах. Частоты вращения, указанные в данном пункте, относятся к минимальным допустимым прочностным характеристикам материала и размерам (в пределах допусков) испытываемых деталей.

При испытаниях деталей с отличными от указанных характеристиками должна вноситься соответствующая поправка в частоту вращения и длительность испытаний в

сторону их повышения. В этом случае должны быть представлены данные по фактическому рассеянию характеристик.

Результаты испытаний признаются удовлетворительными, если не наблюдалось случаев разрушения роторов.

Приемлемыми следует считать следующие виды испытаний:

испытания ротора в составе двигателя. В этом случае допускается снижение частоты, вращения ротора до 115 %;

испытания полноразмерного ротора на разгонном стенде с нагревом и частотой вращения;

испытания полноразмерного ротора на разгонном стенде без нагрева или при условиях нагрева, отличных от указанных. В данном случае запас статической прочности должен определяться расчетным путем (пересчетом данных, полученных при испытаниях без нагрева, на условия).

Проверка ротора и отдельных его деталей на малоцикловую усталость и длительную прочность должна производиться на двигателе или на специально оборудованном разгонном стенде по программам эквивалентно-циклических испытаний.

729. Проверка роторов должна производиться испытанием в течение 5 минут при частоте вращения, соответствующей взлетному режиму, и при температуре газа перед турбиной, превышающей не менее чем на  $45^{\circ}\text{C}$  максимальную температуру на взлетном режиме для ожидаемых условий эксплуатации. После испытания состояние деталей роторов двигателя должно подтвердить пригодность их для дальнейшего использования.

У двигателя, имеющего более одного ротора, каждый ротор должен пройти проверку при соответствующей температуре, превышающей разрешенную температуру газа перед турбиной. Данное испытание может быть заменено испытанием или совмещено с ним, если будет показано, что условия этого испытания по воздействию температурных и временных факторов на горячие детали турбины более жестки или, по крайней мере, эквивалентны указанным условиям.

730. При проверке работоспособности турбовинтового двигателя со свободной турбиной при повышенном крутящем моменте, турбовинтовой двигатель со свободной турбиной должен пройти испытания либо при максимальном допустимом крутящем моменте на валу свободной турбины, либо при крутящем моменте, превышающем на 3 % максимальный заявленный крутящий момент (в зависимости от того, какой больше).

Испытания при повышенном крутящем моменте могут проводиться как часть 150-часовых испытаний, регламентируемых или как специальное стендовое испытание.

Испытания можно не проводить, если представлены доказательства, полученные из других экспериментов, заменяющих эти испытания. Такие доказательства могут быть

получены из результатов испытаний двигателя в целом или равноценных им испытаний отдельных групп его элементов.

Испытания должны проводиться на стенде с тормозным устройством или совместно с соответствующим воздушным винтом при частоте вращения взлетного режима.

Если при частоте вращения, соответствующей взлетному режиму, не достигается повышенной крутящий момент, то испытания следует проводить при той частоте вращения, при которой возможно получение такого крутящего момента.

Температура газа на входе в свободную турбину должна быть равной максимальной для взлетного режима, а температура масла на входе в двигатель должна быть установлена исходя из наиболее тяжелых условий работы подшипников свободной турбины.

Испытания при повышенном крутящем моменте должны состоять из:

1) непрерывной работы двигателя на режиме, соответствующем примерно 0,75 взлетной мощности, в течение 5 минут;

2) работы двигателя (непрерывными циклами продолжительностью не менее 3 минут каждый) на одном из режимов в течение 15 минут.

Кроме параметров при испытаниях должна измеряться температура подшипников свободной турбины.

Результаты испытаний признаются удовлетворительными, если дефектация деталей после испытаний двигателя свидетельствует о пригодности их для дальнейшего использования.

731. При проверке топливной системы и системы автоматического регулирования двигателя должны быть проведены испытания, подтверждающие работоспособность топливной системы двигателя при указанных в технической документации тонкости очистки, максимальных и минимальных давлениях и температурах топлива на входе в двигатель в ожидаемых условиях эксплуатации. Должно быть показано также, что работоспособность топливной системы и системы автоматического регулирования двигателя сохраняется при отсутствии очистки топлива в топливном фильтре в течение времени, равного не менее половины максимальной продолжительности полета по типовому профилю. Все испытания могут проводиться на отдельных элементах (агрегатах), системах или на двигателе.

Если условия 150-часовых стендовых испытаний не обеспечивают проверки некоторых функций системы автоматического регулирования двигателя, например, ограничение раскрутки ротора свободной турбины, крутящего момента, температуры газа, то должны быть проведены дополнительные специальные испытания, показывающие, что системы автоматического регулирования удовлетворительно выполняет и эти функции.

Должно быть показано, что агрегаты топливной системы и системы автоматического регулирования обеспечивают поддержание заданных в технической



документации установившихся режимов двигателя и переход с одного режима на другой без недопустимого превышения, колебания или провала регулируемых параметров, определяющих работоспособность двигателя.

Должна быть проверена работоспособность агрегатов топливной системы и системы автоматического регулирования при имитации особых случаев эксплуатации, включающих:

1) минимальное возможное давление топлива на входе (например, при имитации выключения подкачивающих насосов). Работа двигателя должна быть проверена с имитацией полетного цикла;

2) переключение с одного источника питания на другой.

Ограничители температуры газа и других параметров двигателя могут проверяться при имитации сигнала превышения параметра. Длительность проверки работы ограничителей должна соответствовать возможной длительности действия этих ограничителей в полетном цикле согласно технической документации.

Испытания должны подтвердить стабильность срабатывания ограничителей.

Специальными испытаниями должна быть подтверждена работоспособность агрегатов топливной системы и системы автоматического регулирования двигателя на основном и резервном топливах. При испытаниях должны быть подтверждены:

отсутствие необходимости перерегулировки агрегатов при изменении температуры окружающей среды в ожидаемых условиях эксплуатации;

достаточность диапазона регулировки элементов в агрегатах топливной системы и системы автоматического регулирования при переходе с основного топлива на резервное.

Должно быть показано, что в элементах топливной системы и системы автоматического регулирования двигателя не возникает кавитационная эрозия, препятствующая нормальной работе двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации в течение ресурса.

При испытаниях должны быть воспроизведены наиболее критические условия, способствующие возникновению кавитационной эрозии в насосах или других элементах систем, где такая эрозия возможна.

Должно быть проверено соответствие дренажных устройств с оценкой достаточности объема дренажной емкости для сливаемого топлива и правильности функционирования системы автоматического опорожнения и возврата топлива.

732. Для подтверждения работоспособности двигателя в случае возможного в эксплуатации кратковременного превышения заявленной максимальной частоты вращения ротора должны быть проведены специальные испытания при частоте вращения, составляющей 103 % от максимальной частоты вращения.

Суммарная наработка на режиме с такой частотой вращения (103 %) должна составлять 15 минут циклами по 3 минуты непрерывно, с выдержкой между циклами в течение 2,5 минут на режиме малого газа.

У двухконтурных двигателей испытания ротора высокого давления могут не проводиться, если показано, что превышение его максимальной частоты вращения в условиях эксплуатации маловероятно.

Испытания должны проводиться при максимальной допустимой в эксплуатации температуре газа перед турбиной и максимальной температуре входящего в двигатель масла. Для получения необходимой температуры газа перед турбиной допускается изменять, например, площадь сечения реактивного сопла или соплового аппарата свободной турбины. Если вследствие ограничений по расходу топлива необходимая частота вращения получается не при максимальной температуре газа перед турбиной, то испытания должны проводиться при самой высокой возможной температуре газа перед турбиной, обеспечивающей необходимую для испытаний частоту вращения.

Для двигателей различных типов или имеющих различные законы регулирования необходимое превышение максимальной частоты вращения может быть обеспечено одним из следующих способов:

1) если двигатель имеет несколько роторов и достижение требуемой частоты вращения одновременно на каждом роторе невозможно или затруднительно, то максимальная частота вращения должна быть установлена для каждого ротора в отдельности;

2) для двигателя, у которого частота вращения ротора на всех режимах поддерживается постоянной, испытание должно быть проведено при частоте вращения, составляющей 103 % от этой постоянной частоты вращения;

3) если испытание проводится при низкой температуре воздуха на входе, то требуемая частота вращения ротора (роторов) может быть получена путем дросселирования воздуха на входе. При этом для высотных турбовинтовых двигателей, у которых температура газа перед турбиной на взлетном режиме ниже максимально допустимой, получение частоты вращения ротора, равной 103 % от максимальной частоты вращения, может быть достигнуто повышением температуры газа перед турбиной без снижения загрузки воздушного винта.

При этом температура газа не должна превышать ее максимального допустимого значения;

4) для двигателя со свободной турбиной последняя должна работать при частоте вращения, составляющей не менее 103 % от частоты вращения на взлетном или другом режиме с наибольшей частотой вращения ротора свободной турбины;

5) в случае невозможности достижения для каждого ротора требуемой частоты вращения одним из указанных способов допускается применение других способов, указанных в программе испытаний;

б) если для двигателя с впрыском охлаждающей жидкости на взлетном режиме частота вращения отличается от частоты вращения без впрыска жидкости, то испытания должны проводиться с превышением более высокой из них.

Результаты данных испытаний оцениваются положительно, если показано, что:

при превышении максимальной частоты вращения ротора (роторов) отсутствуют предпосылки к отказам с опасными последствиями;

дефектация деталей двигателя, прошедшего испытание, свидетельствует о возможности их дальнейшей эксплуатации.

733. При проверке работы двигателя с имитацией режима авторотации для подтверждения сохранения работоспособности двигателя после непредвиденного выключения его в полете должно быть проведено испытание при максимальной возможной в эксплуатации частоте вращения авторотации, при отказе в подаче масла в двигатель в течение установленного периода времени.

Испытание на режиме авторотации должно проводиться в течение времени, требующегося для завершения полета ВС с одним выключенным двигателем с половины длины предполагаемого типичного маршрута, или до момента заклинивания ротора.

Результаты испытания следует считать удовлетворительными, если длительная авторотация не приводит к отказам с опасными последствиями. Заклинивание ротора (роторов) не относится к опасным последствиям.

734. При наземном опробовании редукторов, испытаниями должна быть проверена прочность элементов редукторов воздушного винта (для турбовинтового двигателя), пускового устройства, коробки приводов агрегатов, поломка которых может привести к отказам с опасными последствиями. Проверка прочности элементов редуктора (зубчатых передач, валов, шлицевых соединений, муфт) должна проводиться при максимальной мощности воздушного винта (для редуктора воздушного винта турбовинтового двигателя), при максимальном крутящем моменте или другой наиболее критической нагрузке (для прочих редукторов).

При испытаниях должно быть воспроизведено время действия указанных нагрузок в эксплуатации за ресурс.

Для редуктора воздушного винта турбовинтового двигателя приемлемым является испытание длительностью не менее 10 % от ресурса, установленного для редуктора воздушного винта. Испытание должно проводиться этапами с наработкой по 5 часов на режиме максимальной мощности винта. При этом в каждом этапе должно содержаться 60 пятиминутных циклов непрерывной работы на режиме максимальной мощности винта, чередующихся с двухминутными циклами работы на режиме, соответствующем не менее 40 % от максимальной мощности винта.

Переход работы редуктора с каждого пятиминутного цикла на двухминутный и обратно должен осуществляться плавно в течение одной минуты.

Испытание редуктора воздушного винта турбовинтового двигателя должно проводиться с тем воздушным винтом, с которым он будет эксплуатироваться.

Проверка прочности валов редуктора и примыкающих к нему валов воздушных винтов должна выполняться с учетом требований пункта 735, 1089 настоящих Норм.

Прочность редукторов должна быть подтверждена удовлетворительными результатами:

- 1) стендовых испытаний редукторов;
- 2) 150-часовых стендовых испытаний двигателя с редуктором и воздушным винтом данного типа;
- 3) стендовых испытаний редукторов в компоновке двигателя по программе эквивалентно-циклических испытаний.

Результаты испытаний признаются удовлетворительными, если у деталей редукторов после испытаний отсутствуют дефекты, препятствующие их дальнейшей эксплуатации:

недопустимые износы, надирь, наклепы и другие дефекты поверхностей сопряжения;

раскатка беговых дорожек, поломка сепараторов и другие недопустимые повреждения подшипников;

трещины на несущих деталях конструкции;

недопустимые отклонения в погрешностях основного шага и эвольвентограмме зубчатых соединений и другие.

735. При проверке прочности валов двигателя, прочность валов роторов, валов воздушных винтов и валов приводов агрегатов должна быть определена для наиболее тяжелого режима работы валов и подтверждена на основании:

- 1) исследований вибрационного состояния валов роторов и воздушных винтов;
- 2) анализа результатов специальных испытаний;
- 3) проверки прочности и работоспособности валов при 150-часовых стендовых испытаниях двигателя, а для валов воздушных винтов - при 150-часовых стендовых испытаниях двигателя совместно с воздушным винтом;
- 4) анализа последствий отказов, наблюдавшихся в процессе доводки и опытной эксплуатации двигателя данного типа или эксплуатации другого двигателя сходной конструкции.

Вибрационная нагруженность валов роторов и валов воздушных винтов должна определяться тензометрированием при стендовых испытаниях двигателя во всем диапазоне частот вращения ротора (роторов) от режима земного малого газа до максимального режима.

При обнаружении резонансных режимов с повышенным по условиям прочности уровнем вибрационных напряжений должно быть проведено испытание на усталостную прочность с целью определения предела выносливости вала.

Испытания валов на усталость должны проводиться при совокупности нагрузок, действующих на них в полете.

В отдельных случаях для испытаний может быть выбрана основная нагрузка, определяющая прочность вала. Влияние на усталостную прочность остальных нагрузок может оцениваться расчетным путем.

В тех случаях, когда это признано допустимым, поправки к значению предела выносливости материала вала на действия асимметрии цикла нагружения и температуры могут вноситься по результатам исследования образцов.

В отдельных случаях предел выносливости вала может быть оценен по результатам испытаний валов аналогичных конструкций.

736. При проверке работы двигателя при обдуве воздушным потоком, должна быть подтверждена работоспособность двигателя при боковом и попутном ветре.

Испытание должно показать, что возмущения воздушного потока, создаваемые порывами ветра, не приводят к такому ухудшению параметров и эксплуатационных свойств двигателя, которые выходят за пределы ограничений, установленных в Руководстве по технической эксплуатации, а также не создают опасных вибраций рабочих лопаток первой ступени компрессора или вентилятора.

Испытание должно проводиться на открытом стенде, обеспечивающем наружный обдув двигателя, либо в компоновке, имитирующей самолетный по конструкции воздухозаборник, влиянию соседних двигателей и самолетных конструкций, либо в составе ВС, для которого он предназначен.

Исследование должно быть проведено во всем диапазоне установившихся режимов от малого газа до максимального режима, а также при переменных процессах (запуске, пробах приемистости и сбросе газа).

Скорость обдува должна устанавливаться в соответствии с ожидаемыми условиями эксплуатации.

737. При проверке высотного запуска двигателя в термобарокамере, должны быть проверены границы высотного запуска двигателя с единой регулировкой топливной аппаратуры для случая запуска с режима авторотации и, если это требуется, с подкруткой авторотирующего двигателя пусковым устройством. Установление области нормального запуска двигателя должно осуществляться с учетом ожидаемого износа, например, путем испытания двигателя, имеющего достаточно большую наработку после длительных испытаний. Испытаниями в термобарокамере должны быть также подтверждены возможность нормального запуска двигателя и наличие достаточного запаса по пределам регулирования расхода топлива.

В случае невозможности проверки границ высотного запуска двигателя с единой регулировкой топливной аппаратуры в термобарокамере проверки должны быть выполнены при летных испытаниях на летающей лаборатории.

738. Если двигатель оборудован автоматической системой защиты при помпаже, то для подтверждения надежности ее функционирования должно быть проведено специальное испытание с имитацией возникновения помпажных явлений в двигателе.

Статистикой и испытаниями должно быть показано, что ложные срабатывания автоматической системы защиты двигателя при помпаже, если она имеется, маловероятны.

Если на двигателе не предусмотрена автоматическая система защиты при помпаже, то должны быть проверены другие средства, сигнализирующие о возникновении в двигателе помпажа, и способы, обеспечивающие перевод двигателя на устойчивый режим работы.

739. Для подтверждения надежности срабатывания системы защиты от перегрева турбины должно быть проведено специальное испытание с имитацией превышения температуры газа перед турбиной на режимах, где системой регулирования поддерживается максимальное значение температуры газа.

Статистикой и испытаниями должно быть показано, что ложные срабатывания системы защиты от перегрева турбины маловероятны.

740. При термометрировании основных элементов конструкции двигателя, должно быть проведено термометрирование компрессора, камеры сгорания, турбины, реактивного сопла и валов для определения температуры основных деталей и оценки отсутствия опасности местных перегревов конструкции этих элементов на установившихся режимах и при переменных процессах.

Конкретный перечень деталей, подлежащих термометрированию, устанавливается программой испытаний. Термометрированию подлежат:

- 1) по компрессору: корпуса, диски и другие элементы последних ступеней;
- 2) по камере сгорания: кожух, стенки фронтальной части и жаровых труб;
- 3) по турбине: лопатки сопловых аппаратов, кольца крепления сопловых аппаратов, рабочие лопатки каждой ступени ротора, диски, опоры роторов турбины, детали корпуса, определяющие прочность и радиальные зазоры между корпусом и лопатками турбины.

Должно быть проведено измерение температурного поля газа в окружном и радиальном направлениях в сечении на выходе из камеры сгорания или за турбиной. Допускается измерение температурного поля на выходе из камеры сгорания производить на специальной установке, имитирующей условия работы данного элемента на двигателе. В случае измерения температурного поля за турбиной должна быть представлена обоснованная методика оценки по этим данным температурного поля перед турбиной.

Испытания следует выполнять на установившихся режимах и при переменных процессах с возможным неблагоприятным сочетанием основных факторов, влияющих на уровень действующих термических и механических нагрузок. Должно быть

проведено термометрирование компрессора при максимальной частоте вращения и максимальной температуре воздуха на входе; термометрирование стенок камеры сгорания во всем рабочем диапазоне коэффициента избытка воздуха, при максимальной температуре и давлении воздуха на входе в камеру сгорания и с наиболее неблагоприятным отбором воздуха за компрессором; термометрирование турбины при максимальной частоте вращения и максимальных значениях температур газа перед турбиной, воздуха на входе в двигатель и воздуха, охлаждающего турбину.

Термометрирование может быть совмещено с другими видами специальных испытаний. Допускается часть испытаний по термометрированию камеры сгорания проводить на лабораторных установках. В двигателях двух и трехвальных схем допускается выполнять термометрирование узлов и деталей горячей части, компрессора и подшипников на специальных установках, имитирующих работу данного узла на двигателе по температуре, давлению и частоте вращения.

Способы измерения температуры, тип, количество и месторасположение датчиков (термопар или других эквивалентных по назначению устройств), а также тип самопишущей аппаратуры должны быть выбраны таким образом, чтобы был обеспечен замер экстремальных значений температуры в каждой детали с точностью в пределах  $\pm 1,5-2\%$ . Для термометрирования труднодоступных мест горячей части двигателя могут быть использованы термокраски с точностью измерения температуры  $\pm 8\%$ .

Измерение температуры деталей и температурных полей на установившихся режимах должно производиться после прогрева двигателя в соответствии с Руководством по технической эксплуатации. Измерение температуры деталей при пробах приемистости и на взлетном режиме должно быть выполнено на прогревом и на непрогревом двигателе.

741. При проверке элементов гидравлических и пневматических коммуникаций двигателя на герметичность и прочность, элементы гидравлических и пневматических коммуникаций двигателей, от которых требуется непроницаемость для рабочей жидкости, газа или воздуха, должны подвергнуться испытаниям под давлением. При этом:

1) узлы и трубопроводы всех коммуникаций, работающих под давлением, кроме масляных, должны быть подвергнуты испытаниям под давлением, превышающим в 1,5 раза максимально возможное рабочее давление для данного элемента коммуникации, или под давлением, превышающим в два раза нормальное рабочее давление, смотря по тому, какое из них больше;

2) все элементы масляных коммуникаций, включая каналы и трубопроводы, должны быть, испытаны под давлением, превышающим максимальное давление не менее, чем в три раза, или под давлением 140 кПа (для элементов с пониженным давлением), смотря по тому, какое из них больше.

Требования не относятся к таким элементам топливных и масляных коммуникаций, как насосы, фильтры, если испытания под давлением предусмотрены в требованиях, относящихся к этим элементам.

Данному испытанию не подвергаются трубопроводы, которые прошли технологические испытания на статическую прочность под давлением.

Определение вибрационных характеристик и вибрационной прочности трубопроводов проводится при испытаниях двигателя, при которых тензометрированием устанавливаются действующие напряжения в трубопроводах, и проводится их сопоставление с пределами выносливости, полученными для данного типа соединения трубопроводов.

Масляный бак должен выдерживать без повреждения, потери герметичности и изменений формы, все виды нагрузок, которые могут возникнуть в ожидаемых условиях эксплуатации. Испытание бака должно проводиться при максимально и минимально допустимых уровнях масла в баке. Образец бака с полностью смонтированной на нем арматурой и агрегатами, а также с элементами его крепления должен проверяться давлением, равным 125 % от максимального рабочего давления в баке.

742. При проверке работоспособности камеры сгорания двигателя, работа камеры сгорания должна быть проверена на камерном стенде при условиях, соответствующих:

- 1) возможным режимам работы двигателя на земле, включая максимальный продолжительный и взлетный режимы;
- 2) режимам в наиболее характерных точках профиля полета при разгоне и наборе высоты;
- 3) режимам на максимальной и минимальной скоростях полета, в том числе при максимальном скоростном напоре на входе в двигатель;
- 4) режимам запуска двигателя, в том числе и в условиях авторотации;
- 5) особым случаям эксплуатации (например, при поступлении в двигатель воздуха с повышенной влажностью или попадании больших масс воды, снега).

Если на стенде с имитацией полетных условий или в термобарокамере не представляется возможным воссоздать условия, соответствующие полетным, в том числе по особым случаям эксплуатации, то стендовые испытания должны быть дополнены проверками при летных его испытаниях.

743. Проверка работоспособности камеры сгорания должна быть дополнена испытаниями на двигателе при условиях, а также:

- 1) при различном исходном уровне частоты вращения ротора и в таком темпе ее изменения, которые в наибольшей степени способствуют выявлению особенностей конструкции камеры сгорания и процесса горения;
- 2) с предельно возможным расходом топлива, если отклонение расхода может превышать 5 % его номинального значения на отдельных режимах;



3) во всех диапазонах возможного изменения коэффициента избытка воздуха и скорости потока в камере, которые могут быть при эксплуатации двигателя.

Должны быть выполнены проверки при коэффициенте избытка воздуха, увеличенной или уменьшенной не менее чем на 5 % от его максимальных или минимальных расчетных величин.

Проверка работоспособности камеры сгорания должна быть произведена на основном и резервном топливах.

Результаты испытаний следует считать удовлетворительными, если эксплуатационные качества камеры сгорания отвечают требованиям, а ее состояние после испытания свидетельствует об отсутствии предпосылок для появления отказов с опасными последствиями.

744. Испытания масляной системы должны предусматривать проведение следующих работ:

- 1) определение прокачки масла и теплоотдачи в масло;
- 2) проверку ухода масла из бака в двигатель;
- 3) проверку обеспеченности подачи масла в двигатель и его откачки с допустимыми давлениями и температурами, в том числе при минимальном и максимальном количестве масла в баке, допустимых по Руководству по технической эксплуатации (высотность маслосистемы);
- 4) проверку достаточности объема масляного бака и запаса масла в нем для выполнения полета максимальной продолжительности и дальности и соответствия расходов масла заданным требованиям;
- 5) определение достаточности неприкосновенного запаса масла в баке для флюгирования лопастей воздушного винта;
- 6) термометрирование деталей двигателя, омываемых маслом, и масляной системы;
- 7) проверку отсутствия выброса масла из суфлера и утечек масла в газоздушный тракт двигателя;
- 8) проверку содержания воздуха в масле (для турбовинтового двигателя);
- 9) проверку работоспособности системы при запусках двигателя в условиях отрицательных температур;
- 10) проверку работоспособности системы суфлирования бака при максимальном допустимом количестве масла в баке;
- 11) проверку работоспособности элементов сигнализации и контроля за работой масляной системы.

Должно быть показано, что указанные характеристики соответствуют заданным в технической документации.

В случае невозможности выполнения указанных проверок в стендовых условиях допускается проведение их при летных испытаниях на летающей лаборатории.

Определение прокачки масла и теплоотдачи в масло должно производиться на режимах взлетном, максимальном продолжительном, промежуточном и малом газе при температурах масла, оговоренных в технической документации, а также при минимальном и максимальном давлениях масла.

Прокачку масла и теплоотдачу в масло следует определять по измерениям, проведенным через 5 минут после выхода двигателя на заданный режим при заданных температурах и давлении масла.

Проверка ухода масла из масляного бака должна производиться:

при запуске двигателя;

при трех последовательных неудавшихся или ложных запусках;

при работе на всех установившихся режимах и при переменных процессах с изменением температуры масла от минимальной до максимальной;

при вводе лопастей воздушного винта во флюгерное положение и при выводе из него (для турбовинтового двигателя);

при выбеге ротора двигателя после выключения;

в течение суток после выключения двигателя;

при авторотации двигателя;

при холодной прокрутке ротора двигателя.

При испытаниях для определения ухода масла в двигатель должен быть измерен уровень масла в баке (с учетом теплового расширения масла):

при запусках двигателя - до запуска и после 5 минут работы на малом газе;

при работе двигателя на основных режимах - перед выходом на режим и после 5 минут работы на режиме;

при вводе лопастей воздушного винта во флюгерное положение перед вводом лопастей воздушного винта на выключенном и работающем двигателе и после ввода лопастей винта во флюгерное положение;

при выводе лопастей воздушного винта из флюгерного положения перед выводом лопастей воздушного винта на выключенном двигателе и после вывода лопастей воздушного винта из флюгерного положения;

в течение суток после выключения двигателя через каждые два часа в течение первых восьми часов и через 8-10 часов в последующее время.

Термометрирование деталей двигателя, омываемых маслом, и масляной системы должно быть проведено в следующем объеме:

при работе двигателя на установившихся режимах малого газа, максимальном продолжительном, взлетном, а также на режиме, предусмотренном в Руководстве по технической эксплуатации для охлаждения двигателя перед его выключением, при следующих условиях:

при максимальной температуре масла и атмосферной температуре воздуха на входе в двигатель;

при температурах масла, топлива и воздуха, максимально возможных в эксплуатации.

При отсутствии средств подогрева воздуха на входе в двигатель допускается дополнительный подогрев масла или ограничение его охлаждения в масляном теплообменнике;

после выключения двигателя в течение 3-5 часов от момента выключения:

с режима, предусмотренного Руководством по технической эксплуатации для охлаждения перед выключением двигателя;

с режима малого газа без охлаждения;

с взлетного и максимального продолжительного режима без охлаждения (для имитации экстренного выключения).

Термометрированию подлежат стенки масляных полостей опор роторов, стенки трубопроводов суфлирования и наружные кольца подшипников.

Кроме того, подлежат измерению температура масла на выходе из средней и задней опор и температура воздуха на выходе из суфлера.

Предусмотренное термометрирование и измерение параметров работы двигателя производят:

при испытаниях, на каждом из режимов в течение не менее 5 минут;

при испытаниях - в течение одного часа после выключения непрерывно, а затем по 2-3 минуты через каждые 15-30 мин. до момента, когда температура деталей, омываемых маслом, снизится до  $50^{\circ}\text{C}$ .

Испытываемый двигатель по основным данным, по конструкции и материалам деталей, омываемых маслом, и элементов масляной системы, а также по количеству масла в масляном баке должен соответствовать двигателю, предъявляемому на 150-часовые стендовые испытания.

Кроме перечисленных параметров, должны измеряться следующие параметры:

перепад давления на фильтроэлементе масляного фильтра;

давление воздуха в масляных полостях опор роторов;

перепад давления на уплотнениях масляных полостей опор роторов;

температуры масла и топлива на входе в теплообменник и на выходе из него;

уровень масла в масляном баке;

давление воздуха в системе суфлирования.

Испытания по определению характеристик масляной системы должны быть проведены на основном и резервном маслах.

745. При определении высотно-скоростных характеристик двигателя, высотно-скоростные характеристики двигателя должны быть подтверждены при его испытаниях в термобарокамере. В программе испытаний должны быть предусмотрены:

1) снятие дроссельной характеристики в расчетных условиях полета;

2) снятие 3-4 дроссельных характеристик в наиболее характерных ожидаемых условиях полета;

3) оценка влияния на основные данные двигателя загрузки агрегатов и отборов воздуха из компрессора на самолетные нужды;

4) определение контрольных дроссельных характеристик двигателя в наземных статических условиях для проверки их идентичности до и после проведения испытаний по подтверждению высотно-скоростных характеристик.

В случае невозможности экспериментального подтверждения высотно-скоростных характеристик двигателя в термобарокамере проверки должны быть выполнены при летных испытаниях на летающей лаборатории.

746. При проверке подшипниковых опор роторов двигателя, должны быть произведены измерения осевых сил, действующих на подшипники опор роторов на установившихся режимах и при переменных процессах, и оценено их соответствие динамической грузоподъемности подшипника.

В тех случаях, когда измерение осевых сил невозможно, допускается их расчетное определение на основе измерения соответствующих давлений.

150-часовыми испытаниями двигателя должна быть проверена достаточность прокачки масла через подшипники опор ротора для отвода выделяющегося в них тепла и смазывания, что оценивается по состоянию подшипников при дефектации двигателя.

747. Проверка уровня контроле пригодности двигателя должна производиться путем анализа соответствующей проектной документации и материалов, включающих данные о работе средств контроля, установленных на двигателе.

Проверка средств контроля, установленных на двигателе, должна включаться в программу 150-часовых стендовых испытаний.

При проверке уровня контроле пригодности должны быть оценены:

1) полнота технической документации по контроле пригодности двигателя;

2) правильность выбора параметров для контроля и обеспеченность двигателя соответствующими средствами контроля;

3) эффективность конструктивных мероприятий по обеспечению контроле пригодности двигателя;

4) работоспособность и надежность датчиков и других средств контроля, установленных на двигателе;

5) сопрягаемость наземных средств контроля с соответствующими средствами контроля на двигателе (по используемым стыковочным элементам, кабелям, переходникам).

Средства контроля, установленные на двигателе, признаются удовлетворительными, если они обеспечивают:

надежный контроль работы двигателя в эксплуатации;

выявление неисправностей на ранней стадии их возникновения и развития;

получение информации о состоянии проточной части и работе систем двигателя, необходимой для эксплуатации "по техническому состоянию".

Для двигателей, предназначенных для эксплуатации на ВС, оборудованных комплексными системами контроля, оценка удовлетворительности средств контроля может производиться при испытаниях со стендовой аппаратурой.

#### **Параграф 26. 150-часовые стендовые испытания двигателя**

748. Двигатель должен удовлетворительно пройти 150-часовые стендовые испытания по программе с выполнением общих требований для проверки его надежности и пригодности к летной эксплуатации.

При наличии у двигателя особенностей в конструкции, схеме регулирования, характеристиках и условиях применения, в частности, для ВС местных воздушных линий, программа испытаний может изменяться.

749. Должны быть проведены следующие подготовительные работы, являющиеся частью 150-часовых испытаний:

- 1) разборка двигателя;
- 2) осмотр деталей двигателя и его агрегатов (агрегаты, поставляемые как готовые изделия, перед испытаниями не разбираются);
- 3) специальный контроль, микрометрический обмер деталей двигателя и проверка соответствия деталей технической документации;
- 4) проверка работы агрегатов и их характеристик.

Все агрегаты, предназначенные для двигателя, предъявляемого на 150-часовые испытания, должны испытываться с определением их характеристик в объеме, установленном программой 150-часовых стендовых испытаний;

- 5) сборка двигателя для 150-часовых испытаний.

Должны быть представлены материалы, подтверждающие соответствие испытательных стендов, оборудования и контрольно-измерительных приборов предъявляемым к ним требованиям.

750. Перед 150-часовыми испытаниями должны быть проведены:

- 1) сдаточные и контрольные испытания двигателя в соответствии с техническими условиями на двигатель (для турбовинтового двигателя на стенде с гидротормозом);
- 2) контрольная проверка пусковых свойств двигателя путем выполнения двух-трех нормальных запусков от пусковых устройств с источниками питания, применяемыми в ожидаемых условиях эксплуатации, или равными им по энергетическим характеристикам и мощности другими источниками питания;
- 3) определение дроссельных характеристик двигателя.

751. При определении характеристик двигателя и в процессе 150-часовых испытаний должны производиться измерения основных данных и параметров двигателя и с соблюдением следующих условий:

1) основные данные и параметры двигателя должны измеряться с использованием входящих в его конструкцию штуцеров, датчиков;

2) при определении характеристик двигателя не следует проводить загрузку самолетных агрегатов и отбор воздуха для систем ВС и двигателя, если это не является специальной целью испытания;

3) характеристики изменения основных данных и параметров двигателя следует оценивать в диапазоне режимов от земного малого газа до взлетного.

Время выдержки двигателя на заданном режиме должно быть не менее времени, при котором обеспечивается устойчивый характер всех контролируемых параметров. Величина этого времени оценивается экспериментальным путем и включается в техническую документацию.

При уменьшении частоты вращения на характеристике должно быть получено не менее семи точек, при увеличении частоты вращения - пяти точек.

752. Перед началом 150-часовых испытаний и после их окончания должны быть выполнены:

1) измерение прокачки масла и определение теплоотдачи в масло на заданных в технической документации режимах и при заданной температуре масла. При наличии на двигателе топливо-масляного теплообменника разрешается подключать в систему стендовый теплообменник;

2) контрольная проверка работы двигателя на режиме малого газа непрерывно в течение максимального заявленного в технической документации для этого режима времени;

3) проверка готовности срабатывания систем аварийной защиты, сигнализации и диагностических устройств, имеющихся на двигателе;

4) проверка на работающем турбовинтовом двигателе систем автоматического и ручного флюгирования путем трехкратного ввода воздушного винта во флюгерное положение от каждой системы.

753. Если при определении характеристик температура воздуха на входе в двигатель равна или менее  $15^{\circ}\text{C}$ , то максимальная измеренная частота вращения должна быть не меньше, чем максимальная частота вращения в соответствии с принятым законом регулирования двигателя.

Если при определении характеристик температура воздуха на входе в двигатель выше  $15^{\circ}\text{C}$ , то максимальная измеренная частота вращения должна быть равна:

$$T_{AO}^*$$
$$n_{eci} = n_0 \sqrt{\frac{288,15}{t_{AO}^*}},$$

где,  $n_0$  - частота вращения на максимальном режиме при  $t_{AO}^* = 15^{\circ}\text{C}$ ;

$T_{AO}^*$  - измеренная температура воздуха на входе в двигатель (К).

Если определенная по этой формуле максимальная измеренная частота вращения недопустима по условиям прочности двигателя, то при снятии характеристик ее величина должна быть не менее максимальной допускаемой частоты вращения.

Для достижения максимального допускаемого значения измеренной частоты вращения при определении характеристик разрешается изменение настройки регулятора частоты вращения.

754. При определении на стенде с тормозным устройством характеристик турбовинтового двигателя, работающего при постоянной частоте вращения, характеристики снимаются в виде зависимости тормозной мощности от расхода топлива при постоянной частоте вращения.

755. 150-часовые испытания должны состоять из режимов.

756. 150-часовые испытания следует проводить в 25 шестичасовых этапов. Каждый этап (последовательно нумеруемый с 1-го до 25-го) должен проводиться без остановки двигателя и состоять из частей.

Для двигателя, работающего при постоянной частоте вращения, в части 4 этапа 150-часовых испытаний ступенчато может изменяться тяга (мощность).

757. Турбовинтовой двигатель должен проходить 150-часовые испытания с воздушным винтом, тип и конструкция которого соответствуют воздушному винту, с которым он будет эксплуатироваться.

758. Измерения параметров в процессе 150-часовых испытаний должны производиться:

1) для режимов продолжительностью менее 10 мин. - одно измерение в последние 2 минуты работы на данном режиме;

2) для режимов продолжительностью более 10 мин. - первое измерение следует выполнять через 8-10 минут работы двигателя на данном режиме, а остальные измерения - в конце режима или через каждые 15 минут работы двигателя на данном режиме.

759. Если во время отработки любого из этапов, двигатель будет остановлен, то этот этап должен быть повторен, если это будет признано необходимым.

Если останов двигателя вызван отказом самолетного агрегата или стендового оборудования, то прерванный этап может быть продолжен после устранения отказа.

760. Работа двигателя при переменных процессах (приемистость и сброс газа), должна быть проверена:

1) при разгоне от режима земного малого газа до взлетного режима и сбросе газа;

2) при разгоне от режима проверки приемистости или полетного малого газа до взлетного режима и сбросе газа.

Приемистость следует определять как промежуток времени от момента начала перемещения рычагов управления двигателями из положения, соответствующего режиму, с которого проверяется приемистость, до момента достижения двигателем частоты вращения, соответствующей 95 % взлетной тяги (мощности).

Рычаги управления двигателями при выполнении проверок приемистости и сброса газа должен перемещаться из одного крайнего положения в другое в течение не более одной секунды.

Для турбовинтового двигателя приемистость определяется как промежуток времени от момента начала перемещения рычагов управления двигателями с исходного режима до момента достижения величины давления топлива, соответствующего 95 % взлетной мощности.

Продолжительность сброса газа у турбовинтового двигателя следует определять как промежуток времени от момента начала перемещения рычагов управления двигателями из положения, соответствующего взлетному режиму, до момента достижения тяги, на 10 % превышающей тягу на режиме земного малого газа.

На двигателях, оборудованных реверсивным устройством, должна быть проверена приемистость при реверсивной тяге. Для этого:

рычаги управления двигателями двигателя, работающего на режиме земного малого газа (или на близком к нему режиме), немедленно после получения сигнала перекладки реверсивного устройства в положение реверсивной тяги, следует переводить в течение не более одной секунды в положение, соответствующее максимальной реверсивной тяге. Промежуток времени от момента начала перемещения рычагов управления двигателями до момента достижения 95 % максимальной реверсивной тяги не должен превышать значения, указанного в технической документации;

с установившегося взлетного режима следует включить реверсивное устройство и перевести двигатель на режим максимальной реверсивной тяги.

Продолжительность перекладки реверсивного устройства из одного крайнего положения в другое должна соответствовать времени, указанному в технической документации.

Перед пробой приемистости или сбросом газа двигатель следует выдерживать на соответствующем исходном режиме до получения устойчивого значения частоты вращения и температуры газа.

При проверке приемистости и сбросе газа следует фиксировать:

- 1) время приемистости или сброса газа;
- 2) величину превышения регламентированных значений температуры газа и частоты вращения ротора турбокомпрессора (свободной турбины) в процессе разгона или величину провала частоты вращения ротора турбокомпрессора (свободной турбины) при сбросе газа.



Показания приборов, измеряющих частоту вращения, положение реверсивного устройства и температуру газа, должны быть зафиксированы на исходном режиме перед пробой приемистости и при максимальной частоте вращения двигателя непосредственно после выполнения приемистости.

В течение 150-часовых испытаний должно быть произведено 150 проб приемистости от режима земного малого газа и 150 проб приемистости от режима проверки приемистости или полетного малого газа. Если пробы приемистости, предусмотренные в части 1, проводятся от режима полетного малого газа, то количество проб регламентированной приемистости должно быть установлено дополнительно в программе 150-часовых испытаний.

При проверке регламентированной приемистости отборы воздуха и мощности должны производиться только для нужд двигателя. После проб приемистости могут выполняться сброс газа, дросселирование или переход на заданный режим. При проверке приемистости и сброса газа необходимо отмечать характер работы двигателя (плавный, со срывом, с факелением).

При наличии в двигателе отбора воздуха (газа) влияние такого отбора на приемистость должно быть определено при максимальной величине отбора, а также при различных величинах отбора, которые могут оказаться необходимыми при эксплуатации ВС.

Влияние отбора должно быть определено перед началом первого этапа испытаний и в конце последнего этапа.

Влияние максимального отбора должно быть установлено на двигателе, предъявляемом на 150-часовые испытания. Влияние других величин отборов может быть определено на другом экземпляре двигателя.

Должно быть выполнено 10 приемистостей при максимальном отборе воздуха (газа) и минимальной температуре масла на входе в двигатель.

761. В течение 150-часовых испытаний необходимо выполнить 100 запусков двигателя, из которых 25 холодных, 10 горячих и 10 ложных. Запуски должны производиться между этапами через примерно равные интервалы, а также перед началом и после окончания 150-часовых испытаний. Время выхода двигателя на режим земного малого газа должно фиксироваться.

762. Все этапы 150-часовых испытаний должны проводиться при давлении масла, соответствующем заявленному давлению. Один этап должен быть выполнен при минимальном давлении масла на входе в двигатель, заявленном на максимальном продолжительном режиме.

763. На всех этапах 150-часовых испытаний наработка двигателя на взлетном и максимальном продолжительном режимах должна быть осуществлена при максимальных, предусмотренных в технической документации для этих режимов, температурах входящего масла, если нет иного согласования. Методы достижения и

поддержания максимальной температуры масла должны быть указаны в программе испытаний.

764. Перед 150-часовыми испытаниями, через каждые 50 часов испытаний и после их окончания, а также в случае замены масла на свежее в процессе испытания должен производиться полный анализ масла из масляной системы для оценки его физико-химических показателей. Отбор проб масла для частичного анализа (содержание механических примесей и влаги, температура вспышки), а также для анализа на содержание металлов должен производиться через каждые 20-25 часов испытаний.

Полный анализ топлива для оценки его физико-химических показателей должен производиться перед 150-часовыми испытаниями, через 100 часов испытаний и после их окончания, а также в случае поступления новых партий топлива в процессе испытаний.

765. При испытании по проверке работоспособности двигателя с отбором воздуха, в процессе предварительного (до начала 150-часовых испытаний) определения характеристик двигателя должны быть получены характеристики при каждом отдельно включенном отборе и одна характеристика со всеми включенными отборами воздуха (газа).

Допускается определение этих характеристик на другом экземпляре двигателя.

766. Проверка работоспособности двигателя с отбором воздуха на самолетные и двигательные нужды должна производиться с учетом следующих условий:

1) противообледенительная система двигателя должна быть включена в течение не менее 25 % всей длительности 150-часовых испытаний, из них в 2-3 % - на взлетном режиме, 8-9 % - на максимальном продолжительном режиме, 11-12 % - на промежуточных режимах и 2-4 % - на малом газе. В течение таких же периодов времени должен производиться отбор воздуха для противообледенительной системы ВС, кроме режима взлета, если отбор воздуха для противообледенительной системы ВС на этом режиме не производится;

2) наработка на 3, 7, 9, 13, 17, 19 и 23 этапах должна выполняться с включенными устройствами отбора воздуха на тех режимах работы, на которых предусмотрен отбор.

767. Количество воздуха, отбираемого от компрессора для противообледенительной системы ВС и для других самолетных нужд, должно быть отрегулировано на максимальном продолжительном режиме. Если иное не установлено программой испытаний, то на других режимах регулировка расхода воздуха может не производиться. Штуцер отбора воздуха для систем ВС с дросселирующей шайбой должен сообщаться с атмосферой.

768. Проверку функционирования агрегатов отбора воздуха следует проводить в конце 3, 7, 9, 13, 17, 19 и 23 этапов 150-часовых испытаний. При этом частота вращения ротора (роторов) двигателя, при необходимости, при включении отбора

может быть снижена так, чтобы избежать повышения максимальной температуры газа сверх допустимого ее значения.

769. Отбор воздуха на наддув кабин ВС должен производиться в течение всех 150-часовых испытаний двигателя.

770. Анализ воздуха, отбираемого из компрессора в систему кондиционирования для наддува и вентиляции кабин ВС, должен производиться в начале 150-часовых испытаний и в конце 7, 13, 17 и 25 этапов. Результаты анализа должны подтверждать пригодность воздуха для использования.

771. В программу 150-часовых испытаний двигателя, у которого предусмотрен впрыск охлаждающей жидкости на взлетном режиме, должны быть внесены изменения. Если способы использования охлаждающей жидкости на взлетном режиме отличаются от указанных, то соответствующие изменения необходимо внести в программу испытаний.

При отсутствии необходимых температур воздуха на входе определение характеристик и испытания с впрыском охлаждающей жидкости могут проводиться на другом двигателе, подобном предъявленному на 150-часовые испытания. В этом случае на двигателе, проходящем 150-часовые испытания, следует определять с впрыском охлаждающей жидкости только основные данные до и после испытаний.

Впрыск охлаждающей жидкости при высокой температуре атмосферного воздуха с целью сохранения взлетных данных двигателя должен производиться при значениях частот вращения ротора или температуры газа перед турбиной не больших, чем частота вращения или температура газа на взлетном режиме без впрыска охлаждающей жидкости.

В программу 150-часовых испытаний должны быть внесены следующие изменения:

1) испытания по определению характеристик двигателя до и после 150-часовых испытаний должны быть дополнены определением характеристик с впрыском охлаждающей жидкости при температуре воздуха на входе в двигатель, равной наиболее высокой температуре на уровне моря, при которой предусматривается применение впрыска охлаждающей жидкости;

2) в первой части 2, 8, 12, 18 и 22 этапов в течение 5-минутных периодов работы двигателя на взлетном режиме следует впрыскивать максимальное количество охлаждающей жидкости и, при необходимости, ограничивать расход топлива до такой величины, чтобы избежать превышения максимальной взлетной тяги (мощности);

3) в первой части 4, 9, 14, 19 и 24 этапов испытание с впрыском охлаждающей жидкости следует проводить при температуре воздуха на входе в двигатель, равной максимальной температуре на уровне моря, при которой предусматривается применение впрыска охлаждающей жидкости 5-минутные периоды работы двигателя на взлетном режиме должны выполняться с впрыском охлаждающей жидкости при максимальном значении температуры газа перед турбиной.

Для турбовинтового двигателя эти периоды наработки могут выполняться на стенде с тормозным устройством до или после завершения 150-часовых испытаний. В этом случае должно быть проведено дополнительное 2,5-часовое испытание на взлетном режиме с соответствующим воздушным винтом, чтобы обеспечить должную нагрузку упорного подшипника редуктора. Это испытание может быть проведено вместо испытания, предусмотренного в части 3 этапа 150-часовых испытаний или на другом двигателе, если на нем установлен тот же редуктор.

В случае испытаний, которые не включают оценку работоспособности упорного подшипника редуктора, дополнительное 2,5-часовое испытание может не проводиться.

Если Руководством по технической эксплуатации предусматривается впрыск охлаждающей жидкости в условиях стандартной атмосферы с целью форсирования взлетной тяги (мощности), то в программу 150-часовых испытаний должны быть внесены следующие изменения:

определение характеристик двигателя до и после 150-часовых испытаний должно быть дополнено определением его характеристик с впрыском охлаждающей жидкости;

первая часть каждого этапа 150-часовых испытаний должна проводиться с впрыском охлаждающей жидкости на взлетном режиме и при устанавливаемых программой пробах приемистости.

772. При испытании проверки работоспособности двигателя с реверсивным устройством, должно быть опробовано действие реверсивного устройства на неработающем двигателе от соответствующих стендовых источников питания. До начала 150-часовых испытаний должны быть определены характеристики двигателя с реверсированием тяги в области эксплуатационных режимов двигателя, на которых предусмотрено применение реверсивного устройства.

Реверсивное устройство с принятой системой управления должно быть установлено на двигателе в течение всех этапов 150-часовых испытаний.

В течение 150-часовых испытаний должно быть выполнено 200 циклов включения реверсивного устройства с выходом на режим реверсирования тяги и выключения реверсивного устройства, в том числе:

- 1) 25 циклов с изменением тяги от взлетной до максимальной реверсивной;
- 2) 10 циклов с выходом двигателя на максимальную реверсивную тягу от режимов при десяти различных частотах вращения, примерно равноотстоящих друг от друга в диапазоне от малого газа до взлетного режима;
- 3) 165 циклов с изменением режимов работы двигателя от установившегося малого газа при прямой тяге до режима максимальной реверсивной тяги с поддержанием в каждом цикле заявленной максимальной реверсивной тяги в течение установленного времени.

Испытания могут выполняться либо с соответствующим перераспределением режимов испытаний на 6-часовых этапах, либо при дополнительной работе двигателя

перед отдельными этапами или после них. Испытания могут быть также совмещены с испытаниями по проверке приемистости, но при условии обеспечения продолжительности непрерывной работы двигателя на режиме малого газа с прямой тягой в течение не менее 2 минут за один цикл.

Продолжительность работы двигателя при прямой тяге по программе 150-часовых испытаний может быть уменьшена на суммарную величину времени, затраченного на испытания в одинаковых прочих условиях при реверсивной тяге, но не за счет уменьшения продолжительности наработки двигателя на взлетном и максимальном продолжительном режимах.

Продолжительность непрерывной работы двигателя на режиме максимальной реверсивной тяги должна составлять не менее 1 минуты, если не оговорено иное.

В зависимости от назначения и областей применения реверсивного устройства двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации в программу 150-часовых испытаний могут вводиться дополнительные проверки.

773. При испытании проверки работоспособности турбовинтового двигателя вместе с воздушным винтом, минимальный объем испытаний турбовинтового двигателя вместе с воздушным винтом, выполняемый в процессе 150-часовых испытаний или после их окончания, должен включать:

1) 50 изменений шага лопастей воздушного винта при переводе турбовинтового двигателя с режима земного малого газа на взлетный и обратно. При увеличении режима промежуточный упор лопастей винта должен быть включен;

2) 100 переводов лопастей воздушного винта на промежуточный упор (эти испытания могут быть совмещены с испытаниями при переводе турбовинтового двигателя на режим земного малого газа);

3) 10 вводов лопастей воздушного винта во флюгерное положение (в том числе не менее 5 со взлетного режима);

4) 200 вводов лопастей воздушного винта в положение реверсирования тяги и обратно.

Работоспособность механизма торможения (стояночного тормоза) воздушного винта должна проверяться в процессе 150-часовых испытаний путем выполнения 100 включений этого механизма при установленных частотах вращения воздушного винта.

774. Проверка работоспособности приводов к агрегатам, обслуживающим ВС, и других механизмов и аппаратуры, установленных на двигателе, должна проводиться следующим образом:

1) в процессе 150-часовых испытаний все самолетные агрегаты, установленные на двигателе, должны работать под нагрузкой в соответствии с графиками их загрузки, а также при предусмотренных отборах воздуха в ожидаемых условиях эксплуатации;

2) должна проверяться работоспособность механизма поворота лопаток направляющих аппаратов компрессора, а также устройств перепуска воздуха (клапанов

, лент и других). За время 150-часовых испытаний должно быть проведено на характерных режимах не менее 100 переключений каждого из этих механизмов и устройств.

Если компрессор двигателя оборудован автоматическими механизмами и устройствами управления поворотными лопатками, клапанами, лентами и другими механизмами перепуска воздуха, то специального переключения этих механизмов или устройств для проверки их работоспособности не требуется;

3) должна проверяться работоспособность механизма датчика системы автоматического флюгирования лопастей воздушного винта путем 200 включений, из них 20 включений - с вводом лопастей винта во флюгерное положение и 180 включений - без ввода лопастей во флюгерное положение.

775. В процессе 150-часовых испытаний обслуживание двигателя и его агрегатов должно производиться в соответствии с Регламентом технического обслуживания. Регламентные работы, предусмотренные Регламентом технического обслуживания, должны проводиться только инструментом, входящим в бортовой комплект.

Окончательная оценка удовлетворительности и достаточности комплекта бортового инструмента и одиночного комплекта запасных деталей должна проводиться на основании эксплуатационных испытаний двигателя на ВС.

776. После окончания 150-часовых испытаний должны быть проведены следующие работы:

1) повторное определение дроссельных характеристик двигателя и измерения его основных параметров;

2) снятие двигателя со стенда и наружный осмотр двигателя и его агрегатов;

3) снятие агрегатов с двигателя, проверка их характеристик и разборка;

4) проверка воздушного винта и регулятора частоты вращения с разборкой и дефектацией;

5) разборка двигателя с дефектацией и микрометрическим обмером деталей с целью определения износа, крипа, деформации, вытяжки. Составление ведомости дефектов деталей;

6) контрольная проверка тарировки контрольно-измерительной аппаратуры и приборов;

7) обработка материалов по результатам 150-часовых испытаний и составление акта

## **Парграф 27. Испытания по установлению ресурса двигателя**

777. При испытаниях по установлению начального назначенного ресурса, для установления начального назначенного ресурса двигателя проводятся эквивалентно-циклические испытания узлов и основных деталей двигателя и двигателя в целом.

Испытания узлов и деталей, в основном, проводятся в системе полноразмерного двигателя. В этом случае они могут совмещаться с эквивалентно-циклическими испытаниями двигателя в целом. Допускается проведение испытаний отдельных узлов и деталей двигателя на автономных установках при условии сохранения нагружения по малоцикловой усталости, соответствующего условиям работы полноразмерного двигателя.

Эквивалентно-циклические испытания должны быть проведены путем многократного выполнения испытательных циклов. Испытательный цикл для эквивалентно-циклических испытаний должен формироваться на основе полетного цикла с учетом следующих требований:

- 1) суммарное время наработки на наиболее нагруженных режимах в испытательном цикле должно быть эквивалентно по длительной прочности времени наработки в полетном цикле наиболее нагруженной детали горячей части двигателя;
- 2) число переменных процессов должно быть равным их числу в полетном цикле;
- 3) для подтверждения динамической прочности двигателя рабочая область частот вращения разбивается на несколько диапазонов и в каждом диапазоне обеспечивается наработка из расчета не менее 1 минуты на 1 час наработки в полетном цикле.

Такая же наработка производится при частоте вращения земного малого газа.

Испытания, указанные выше, могут проводиться совместно. Допускается исключение наработки на малонапряженных длительных стационарных режимах и части переменных процессов путем их эквивалентного приведения (соответственно по длительной прочности и малоцикловой усталости) к наиболее нагруженным режимам.

При наличии достаточных технических обоснований могут быть внесены изменения в испытательный цикл отдельных деталей, критических для данного двигателя по малоцикловой усталости и длительной прочности.

При проведении эквивалентно-циклических испытаний деталей двигателя допускаются их осмотр, частичные или полные разборки двигателя, замена деталей, в которых обнаружены дефекты, выполнение предусмотренных при ремонтах доработок. Число осмотров, как и время между ними, не регламентируется. Все замены деталей, их наработки (общие и по режимам) в часах и в испытательных циклах должны быть зарегистрированы в отчете по испытаниям.

Экспериментально проверенная долговечность узлов и деталей двигателя  $N_{и}$  устанавливается по наработке в часах и в испытательных циклах в пределах фактически проведенных с положительными результатами эквивалентно-циклических испытаний.

Для узлов и основных деталей начальные назначенные ресурсы  $N_{н}$ , в полетных циклах определяются по формуле:

$$N_{и} = N_{е} \frac{E_{е}}{E_{и}}$$

$n_e$

где,  $E$  - коэффициент соответствия испытательного и полетного циклов по накоплению повреждаемости данной детали или узла от малоцикловой усталости с учетом влияния длительной прочности;

$n_{и}$  - коэффициент запаса по долговечности, принимаемый при числе испытанных экземпляров детали или узла  $n_{и}$  :

$$n_{и} = 1 - n_{и} = 3,0;$$

$$n_{и} = 2 - n_{и} = 2,5;$$

$$n_{и} = 3 - n_{и} = 2,0.$$

Запас берется по отношению к минимальному значению экспериментально проверенной долговечности  $N_{и}$  .

Начальный назначенный ресурс двигателя (в часах и циклах) устанавливается на основании эквивалентно-циклических испытаний одного двигателя с запасом по числу испытательных циклов 1, 2.

Начальный назначенный ресурс двигателя должен быть равен минимальному значению начального назначенного ресурса основных деталей, не подлежащих замене.

В процессе испытаний по установлению начального назначенного ресурса двигателя должна быть предусмотрена замена деталей двигателя, назначенный ресурс которых в часах или циклах меньше устанавливаемого для двигателя.

778. При испытаниях по установлению начального ресурса двигателя до первого капитального ремонта, для установления начального ресурса двигателя до первого капитального ремонта (в часах и полетных циклах) должны быть проведены стендовые испытания трех двигателей:

одного - по эксплуатационной программе,

двух - по программе эквивалентно-циклических испытаний.

В качестве одного из двигателей для эквивалентно-циклических испытаний допускается использовать двигатель, прошедший летные испытания. Если его летная наработка меньше устанавливаемого начального ресурса, то он должен быть подвергнут стендовым эквивалентно-циклическим испытаниям до общей наработки, равной устанавливаемому ресурсу.

Стендовые испытания двигателей проводятся путем многократного выполнения испытательных циклов, которые формируются на основе полетного цикла. Для установления начального ресурса до первого капитального ремонта испытания проводятся с числом испытательных циклов на 20 % большим, чем число полетных циклов, соответствующее начальному ресурсу до первого капитального ремонта при средней продолжительности полетного цикла.



Испытательный цикл для испытаний двигателя по эксплуатационной программе должен полностью воспроизводить наработку в часах на всех установившихся режимах и число переменных процессов осредненного полетного цикла. При необходимости в программу испытаний включается наработка на стендах с подогревом.

Испытания двигателя по программе эквивалентно-циклических испытаний должны проводиться с использованием того же испытательного цикла, что и эквивалентно-циклические испытания для установления начального назначенного ресурса.

После испытаний должны быть проведены разборка и дефектация каждого двигателя.

Испытания по установлению начального ресурса до первого капитального ремонта квалифицируются как успешные, если при их проведении не было разрушений роторных деталей, а также отказов и дефектов других основных деталей, которые в эксплуатационных условиях могут привести к отказам с опасными последствиями.

## **Параграф 28. Общие требования к летным испытаниям двигателя**

779. При сертификации "до установки на ВС" двигатель должен удовлетворительно пройти летные испытания, включающие проверки:

- 1) параметров и устойчивости работы двигателя на установившихся режимах;
- 2) характеристик двигателя при переменных процессах;
- 3) характеристик системы регулирования и управления двигателя при нормальной ее работе и имитации отказов;
- 4) пусковых свойств двигателя;
- 5) уровня вибраций корпусов и агрегатов двигателя;
- 6) работоспособности противообледенительной системы двигателя;
- 7) работоспособности реверсивного устройства и его влияния на работу двигателя;
- 8) работоспособности и эффективности системы защиты от перегрева турбины;
- 9) работоспособности и эффективности средств защиты двигателя при помпаже;
- 10) параметров и устойчивости работы двигателя при впрыске охлаждающей жидкости в его компрессор;
- 11) работы двигателя в полетах по типовому профилю.

780. Испытаниям должен подвергаться двигатель, полностью соответствующий по конструкции и основным данным образцу этого типа двигателя, предъявляемому на государственные испытания. Испытания могут проводиться на других двигателях того же типа, имеющих отличия от вышеуказанного образца, не влияющие существенно на проверяемые характеристики.

781. Испытание допускается выполнить либо на ВС того типа, для которого предназначен двигатель, либо на ВС другого типа, специально оборудованном для испытаний двигателя (на летающей лаборатории). При этом конструкция и компоновка

элементов силовой установки, в которую входит испытываемый двигатель, а также элементов и систем ВС, влияющих на работу двигателя, должны обеспечивать воспроизведение ожидаемых условий эксплуатации двигателя, зависящих от этих элементов (например, уровня неоднородности и потерь полного давления воздуха на входе, давления и температуры топлива на входе, температуры среды под капотом, параметров электропитания агрегатов, величин отбора воздуха и мощности). Допускается применение имитаторов, создающих эти условия.

## **Параграф 29. Летные испытания двигателя**

782. Проверка на установившихся режимах двигателя в условиях его летной эксплуатации, включая режимы полета, создающие наклоны двигателя и гироскопические нагрузки на его ротор, должна показать:

1) устойчивость работы и соответствие параметров двигателя и его топливной и масляной систем данным технической документации;

2) работоспособность средств контроля работы двигателя в эксплуатации и агрегатов систем отбора воздуха из двигателя, входящих в его конструкцию.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

характер и параметры работы двигателя и его топливной и масляной систем в наземных условиях на основных установившихся режимах, регламентированных Руководством по технической эксплуатации, и на других установившихся режимах, характерных для программы регулирования и управления двигателем;

характер и параметры работы двигателя и его топливной и масляной систем, в следующих полетных условиях:

на типовых этапах полета (при взлете, наборе максимальной ожидаемой высоты применения крейсерских режимов двигателя, крейсерском полете на этой высоте, снижении, экстренном снижении, заходе на посадку, посадке, уходе на второй круг) при соответствующих режимах двигателя. Испытаниями должны быть охвачены режимы полета, при которых создаются наибольшие, согласно ожидаемым условиям эксплуатации двигателя, положительные и отрицательные углы его наклона в пространстве по тангажу;

при разгонах и торможениях ВС (летающей лаборатории) в горизонтальном полете на различных высотах при работе двигателя на максимальном режиме и режиме полетного малого газа соответственно;

в горизонтальном установившемся полете на различных высотах применения двигателя с охватом диапазона скоростей полета, соответствующего ожидаемым условиям эксплуатации. При этом работа двигателя должна быть проверена на

основных установившихся режимах, регламентированных Руководством по технической эксплуатации, и на промежуточных режимах, характерных для его программы управления и регулирования;

при маневрах ВС (летающей лаборатории) типа "вираж", "скольжение", "горка", создающих наибольшие наклоны двигателя в пространстве по крену (в правую и левую стороны) и максимальные по величине и продолжительности действия (согласно ожидаемым условиям эксплуатации) положительные и отрицательные нормальные и боковые его перегрузки. Испытаниями должны быть охвачены основные режимы двигателя, регламентированные Руководством по технической эксплуатации;

работоспособность средств контроля работы двигателя в летной эксплуатации, входящих в его конструкцию;

работоспособность агрегатов систем отбора воздуха из двигателя, входящих в его конструкцию.

Для турбовинтового двигателя работа на режиме земного малого газа также должна быть оценена при проверке правильности выбора минимального угла установки лопастей воздушного винта.

Оценка работы двигателя, снабженного реверсивным устройством, должна производиться с учетом результатов испытаний.

При испытаниях должно быть оценено влияние (если оно ожидается существенным) на характер и параметры работы двигателя следующих факторов:

ветровых условий, температуры и давления атмосферного воздуха у земли;

отбора воздуха из двигателя при раздельном и одновременном включении потребителей воздуха. Эту оценку следует выполнять на земле и при испытаниях в горизонтальном установившемся полете.

783. Проверка двигателя при переменных процессах в условиях его летной эксплуатации должна показать:

1) управляемость, устойчивость работы и соответствие параметров двигателя и его топливной и масляной систем данным технической документации;

2) соответствие времени приемистости с полетного малого газа и земного малого газа в условиях ухода на второй круг требованиям технической документации;

3) работоспособность средств контроля работы двигателя в эксплуатации и агрегатов системы отбора воздуха из двигателя, входящих в его конструкцию.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

характер и параметры работы двигателя и его топливной и масляной систем при прямых, обратных и встречных перемещениях рычагов управления двигателями с различным темпом во всем допустимом диапазоне режимов при работе в наземных условиях на месте, а также при рулении ВС (летающей лаборатории);

характер и параметры работы двигателя и его топливной и масляной систем при прямых, обратных и встречных перемещениях рычагов управления двигателями с различным темпом во всем допустимом диапазоне режимов в горизонтальном полете с охватом диапазона высот и скоростей полета, соответствующего ожидаемым условиям эксплуатации, а также при переменных процессах, возникающих при типичных маневрах ВС в процессе перехода от одного этапа полета к другому, в том числе время приемистости двигателя при уходе ВС (летающей лаборатории) на второй круг на этапе захода на посадку;

работоспособность в летной эксплуатации средств контроля работы двигателя, входящих в его конструкцию;

работоспособность агрегатов системы отбора воздуха из двигателя, входящих в его конструкцию.

При испытаниях должно быть оценено влияние (если оно ожидается существенным) на приемистость и устойчивость работы двигателя в условиях ухода на второй круг, а также в условиях полета, признанных критическими по запасам газодинамической устойчивости двигателя, следующих факторов:

температуры и давления атмосферного воздуха;

исходного режима двигателя;

теплового состояния двигателя на исходном режиме;

изменения в пределах технических условий регулировки элементов регуляторов, определяющих переменный процесс;

отбора воздуха из двигателя при отдельном и одновременном включении потребителей воздуха.

784. Проверка характеристик системы регулирования и управления двигателем при нормальной ее работе и имитации отказов, должна показать соответствие работоспособности системы и соответствие качества регулирования и управления этого двигателя и других летно-эксплуатационных характеристик системы требованиям и данным технической документации.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) устойчивость и точность поддержания регулируемых и ограничиваемых параметров двигателя при неизменном положении рычагов управления двигателями в зоне работы каждой из функциональных подсистем регулирования;

2) устойчивость и точность поддержания параметров, заданных программами управления и регулирования переменных процессов в двигателе, которые проверяются, максимальные величины и длительность отклонений регулируемых и ограничиваемых параметров двигателя при этих процессах;

3) характер и параметры переменных процессов и последующей работы двигателя при имитации тех отказов основных подсистем регулирования, для парирования

которых предусмотрен автоматический или ручной переход на регулирование резервными подсистемами;

4) помехозащищенность электронных блоков системы при воздействиях на них других функциональных систем ВС и наземных средств обслуживания, например, при колебании параметров электропитания, включении мощных источников электромагнитного излучения;

5) работоспособность имеющихся устройств самоконтроля системы и контроля ее работы в эксплуатации, входящих в конструкцию этой системы (двигателя).

При испытаниях должно быть оценено влияние (если оно ожидается существенным) на характеристики системы следующих факторов:

изменения высоты и скорости полета в области работы каждой из функциональных подсистем;

наклонов двигателя в пространстве и динамических факторов полета (вертикальной скорости, перегрузок);

температуры рабочей жидкости регуляторов;

температуры среды, окружающей агрегаты регулирования;

отбора воздуха из двигателя.

785. Проверка пусковых свойств двигателя, должна показать пожарную безопасность и обеспеченность в соответствии с требованиями и данными технической документации холодного и горячего запуска двигателя на земле и запуска в полете в ожидаемых условиях эксплуатации.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) параметры двигателя и системы запуска при холодном и горячем запусках на земле;

2) параметры двигателя и системы запуска при его запуске в полете с режима авторотации и при запуске с подкруткой двигателя пусковым устройством в предусмотренных Руководством по технической эксплуатации условиях;

3) пожарная безопасность эксплуатации ВС при запусках двигателя, в том числе при повторных запусках, выполняемых в соответствии с Руководством по технической эксплуатации.

При испытаниях должно быть оценено влияние на пусковые свойства двигателя следующих факторов:

ветровых условий, температуры и давления атмосферного воздуха при запусках на земле;

длительности перерыва между моментами выключения двигателя и начала его последующего запуска;

допускаемых техническими условиями отклонений в регулировке аппаратуры управления и регулирования двигателя при запуске и в параметрах энергопитания пускового устройства.

786. Проверка уровня вибраций корпусов и агрегатов двигателя, должна установить отсутствие недопустимого увеличения вибраций корпусов и агрегатов двигателя в ожидаемых условиях его летной эксплуатации по сравнению с уровнем вибраций в стендовых условиях и показать соответствие уровня вибраций требованиям нормативно-технической документации, а также показать работоспособность бортовой системы контроля вибраций двигателя.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) характер и уровень вибраций корпусов и агрегатов двигателя в условиях и на режимах, на которых проверяется двигатель;

2) работоспособность бортовой системы контроля вибраций двигателя, достаточность запаса по параметру срабатывания аварийного сигнализатора максимального уровня вибраций, потребного для компенсации отклонений этого параметра при нормальной работе исправного двигателя.

При испытаниях должно быть оценено влияние (если оно ожидается существенным) на вибрационные характеристики двигателя следующих факторов:

ветровых условий, температуры и давления атмосферного воздуха у земли;

отбора воздуха из двигателя при раздельном и одновременном включении потребителей воздуха.

Проверку характера и уровня вибраций корпусов двигателя следует выполнять в плоскостях расположения его узлов крепления к ВС и в местах, предназначенных для бортового контроля вибраций в эксплуатации, а у турбовинтового двигателя также на редукторе воздушного винта.

Перечень агрегатов двигателя, вибрации которых должны быть проверены, устанавливается по результатам стендовых испытаний.

787. Проверка работоспособности противообледенительной системы двигателя, должна показать, что в условиях летной эксплуатации противообледенительная система двигателя с элементами средств ее управления и контроля, входящими в конструкцию двигателя, работоспособна и не оказывает недопустимого влияния на параметры последнего.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, которые допускается выполнять только в "сухом" воздухе.

Летные испытания должны быть проведены на различных высотах полета до 11000 метров включительно или до максимальной высоты, согласно ожидаемых условий эксплуатации двигателя, если она менее 11000 метров, с охватом ожидаемого в эксплуатации диапазона скоростей полета. При испытаниях на различных режимах

двигателя в диапазоне от режима земного (полетного) малого газа до взлетного (максимального) режима должны быть оценены:

1) работоспособность противообледенительной системы (например, по параметрам, характеризующим тепловое состояние, обогреваемых элементов двигателя, параметрам системы обогрева и другим), работоспособность средств управления и контроля противообледенительных систем, входящих в конструкцию двигателя;

2) влияние работы противообледенительной системы на параметры двигателя.

788. Проверка работоспособности реверсивного устройства и его влияния на работу двигателя, должна показать соответствие работоспособности этого устройства и системы его управления, а также устойчивости работы двигателя и его параметров требованиям и данным технической документации на установившихся режимах при прямой тяге и при реверсировании тяги, а также при переменных процессах.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) работоспособность реверсивного устройства с системой управления при его включении, работе и выключении на земле и на тех этапах полета, на которых разрешено использование режима реверсирования тяги;

2) характер и параметры работы двигателя с реверсивным устройством на режимах прямой тяги в условиях и на режимах эксплуатации, на которых проверяется двигатель, а также на режимах реверсирования тяги при испытаниях;

3) работоспособность средств контроля работы реверсивного устройства в эксплуатации, входящих в конструкцию двигателя.

При испытаниях должно быть оценено влияние (если оно ожидается существенным) на характеристики, ветровых условий и температуры атмосферного воздуха у земли.

789. Проверка работоспособности и эффективности системы защиты от перегрева турбины, должна показать соответствие работоспособности, помехозащищенности и эффективности системы требованиям и данным технической документации.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) работоспособность системы и изменение параметров работы двигателя при имитации ее срабатывания.

Имитация должна быть выполнена на установившихся режимах и при переменных процессах в двигателе с максимальными температурами газа на земле и в полете. Испытания в полете должны выполняться с охватом диапазона высот и скоростей полета, соответствующего ожидаемым условиям эксплуатации двигателя;

2) помехозащищенность электронных блоков системы при воздействии на них других функциональных систем ВС и наземных средств обслуживания, например, при колебании параметров электропитания, включении мощных источников электромагнитного излучения;

3) достаточность запаса по параметру срабатывания системы, потребного для компенсации отклонений максимальной температуры газа, возможных при нормальной работе двигателя в ожидаемых условиях его эксплуатации (для предотвращения ложного срабатывания системы защиты от перегрева турбины);

4) эффективность работы системы при имитации предполагаемого изменения параметров двигателя при его отказе, вызывающем вступление в работу системы. Условия проверки следует устанавливать специальным анализом;

5) работоспособность средств контроля работы системы в эксплуатации, входящих в конструкцию системы (двигателя), если они имеются.

790. Проверка работоспособности и эффективности средств защиты двигателя при помпаже должна показать:

1) для двигателя, оборудованного автоматической системой защиты при помпаже, правильность выбора программы работы системы, ее работоспособность, помехозащищенность и соответствие этих и других ее летно-эксплуатационных характеристик данным технической документации;

2) для двигателя, на котором не предусмотрена автоматическая система защиты, работоспособность средств, сигнализирующих о возникновении в двигателе помпажа, и эффективность способов, обеспечивающих перевод двигателя на устойчивый режим работы.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены характеристики, относящиеся к предусмотренному на двигателе средству защиты при помпаже:

1) работоспособность автоматической системы и изменение параметров работы двигателя при имитации срабатывания сигнализатора помпажа на установившихся режимах работы двигателя в диапазоне от земного (полетного) малого газа до взлетного (максимального) режима и при переменных процессах с охватом диапазона высот и скоростей полета, соответствующего ожидаемым условиям эксплуатации двигателя;

2) помехозащищенность электронных блоков автоматической системы или средств сигнализации о возникновении помпажа при воздействии на них других функциональных систем ВС и наземных средств обслуживания, например, при колебании параметров электропитания, включении мощных источников электромагнитного излучения;

3) достаточность запаса по параметру срабатывания сигнализатора помпажа, потребного для компенсации отклонений этого параметра при нормальной работе двигателя (для предотвращения ложного срабатывания сигнализатора помпажа);

4) эффективность автоматической системы или способа перевода двигателя на устойчивый режим работы при его помпаже, вызванном искусственно на режиме полетного малого газа и на максимальном режиме при испытании на ожидаемой



максимальной высоте крейсерского полета, а также на меньших высотах, если это признано необходимым по результатам стендовых испытаний средств защиты двигателя при помпаже;

5) работоспособность средств контроля работы системы в эксплуатации, входящих в конструкцию системы (двигателя), если они имеются.

При испытаниях должно быть оценено влияние на эффективность средств защиты двигателя при помпаже (если оно ожидается существенным) изменения свойств двигателя, связанных с изменением температуры атмосферного воздуха в диапазоне, соответствующем ожидаемым условиям эксплуатации.

791. Проверка параметров и устойчивости работы двигателя при впрыске охлаждающей жидкости в его компрессор должна показать:

1) устойчивость работы и соответствие требованию и данным технической документации параметров двигателя при впрыске жидкости в его компрессор в наземных и полетных условиях, в которых применение системы разрешено Руководством по технической эксплуатации;

2) работоспособность элементов системы, входящих в конструкцию двигателя.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

характер работы двигателя и соответствие параметров двигателя требуемой величине восстановления или форсирования взлетной тяги (мощности) при наземном опробовании системы впрыска жидкости и при ее ключении на режимах полета, на которых это разрешено Руководством по технической эксплуатации;

работоспособность элементов системы, входящих в конструкцию двигателя, в том числе средств управления и контроля работы системы в эксплуатации.

При испытаниях должно быть оценено влияние на работу двигателя и системы впрыска жидкости (если оно ожидается существенным) следующих факторов:

ветровых условий температуры атмосферного воздуха у земли;

наклонов двигателя в пространстве и перегрузок по различным его координатным осям.

792. При проверке работы двигателя в полетах по типовому профилю, для подтверждения достоверности выбора режимов стендовых ресурсных испытаний двигателя должна быть проведена проверка в полетах по типовым профилям ожидаемых условий эксплуатации объемом не менее 50 полетных циклов.

### **Параграф 30. Испытания двигателя при сертификации ВС**

793. При сертификации ВС двигатель должен удовлетворительно пройти летные испытания по проверке:

1) работы двигателя на установившихся режимах;

2) работы двигателя при переменных процессах;

- 3) системы регулирования и управления двигателя;
- 4) запуска двигателя;
- 5) вибрационных характеристик элементов двигателя при его работе в самолетной компоновке;
- 6) противообледенительной системы двигателя и его работоспособности в условиях естественного обледенения;
- 7) работы двигателя с реверсивным устройством и его влияния на характеристики ВС;
- 8) достаточности запасов газодинамической устойчивости двигателя;
- 9) системы защиты от перегрева турбины;
- 10) средств защиты двигателя при помпаже;
- 11) работы двигателя при впрыске охлаждающей жидкости в его компрессор;
- 12) параметров полетного цикла двигателя на ВС;
- 13) эксплуатационной технологичности двигателя.

794. Испытаниям должен подвергаться двигатель, полностью соответствующий по конструкции и основным данным образцу этого типа двигателя, предъявляемому на государственные испытания или прошедшему их. Испытания могут проводиться на других двигателях того же типа, имеющих отличия от вышеуказанного образца, существенно не влияющие на проверяемые характеристики.

795. Испытания должны проводиться на ВС того типа, для которого предназначен двигатель. Испытаниями должны быть охвачены все те применяемые на ВС виды компоновок двигателей в силовой установке, которые могут привести к существенным отличиям в условиях работы двигателя. Отдельные части испытаний допускается выполнять на летающей лаборатории, если на ней достаточно полно (в отношении проверяемых характеристик) воспроизведены конструкция и компоновка элементов силовой установки, а также связанных с двигателем или влияющих на его работу элементов и систем ВС, для которых двигатель предназначен.

796. При испытаниях следует оценить влияние на проверяемые характеристики взаимодействия двигателей в силовой установке и возможных отклонений в работе связанных с двигателем функциональных систем ВС, если есть основание считать это влияние существенным.

797. При сертификации ВС назначенный ресурс двигателя и ресурс двигателя до первого капитального ремонта может быть увеличен по сравнению с установленным при сертификации двигателя "до установки на ВС" на основании и в соответствии с фактическим объемом проведенных к этому времени испытаний.

При этом в испытательный цикл могут быть внесены уточнения в соответствии с данными летных испытаний. В подтверждение установленного начального ресурса до первого капитального ремонта должны быть проведены эксплуатационные испытания двигателя на ВС. В процессе испытаний 3-4 двигателя должны отработать на ВС не

менее половины начального ресурса до первого капитального ремонта с дефектацией одного-двух из них.

Если летная наработка остальных двигателей меньше ресурса до первого капитального ремонта, устанавливаемого к моменту сертификации ВС, то они должны быть подвергнуты испытаниям на стенде по программе эквивалентно-циклических испытаний или по эксплуатационной программе до общей наработки, равной устанавливаемому ресурсу, с последующей разборкой и дефектацией.

798. Для подтверждения достаточной надежности двигателя наработка на отказ, приводящий к выключению двигателя в полете, для двигателей, предназначенных для эксплуатации на ВС с продолжительностью полета не более 5 часов, должна составлять не менее 8500 часов, а для двигателей, предназначенных для эксплуатации на ВС с продолжительностью полета более 5 часов, - не менее 12000 часов. Нарботка на отказ определяется по суммарной наработке двигателей в стендовых длительных и ресурсных (эквивалентно-циклических и по эксплуатационной программе) испытаниях, а также в летных испытаниях на летающей лаборатории и ВС и количеству отказов при этих испытаниях, которые в эксплуатации будут приводить к выключению двигателя в полете.

Отказы, для устранения которых разработаны эффективные мероприятия, проверенные испытаниями, в зачет не принимаются.

При ускоренных стендовых испытаниях должна засчитываться наработка двигателя, равная длительности полетного цикла, соответствующего испытательному циклу.

### **Параграф 31. Летные испытания двигателя при сертификации ВС**

799. Проверка работы двигателя на установившихся режимах, должна подтвердить:

- 1) устойчивость работы и соответствие параметров двигателя и его топливной и масляной систем данным, указанным в технической документации;
- 2) работоспособность средств контроля работы двигателя в эксплуатации и систем отбора воздуха из двигателя.

800. Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

- 1) характер и параметры работы двигателя и его топливной и масляной систем в наземных условиях на основных установившихся режимах, регламентированных Руководством по технической эксплуатации, и других установившихся режимах, характерных для программы регулирования и управления двигателем;
- 2) характер и параметры работы двигателя и его топливной и масляной систем в следующих полетных условиях:

на всех этапах полетов по типовым профилям применения ВС при соответствующих режимах двигателя, а также при наборе высоты практического потолка ВС и снижении с него, экстренном снижении с максимальной высоты

крейсерского полета до минимальной высоты безопасного вывода ВС в горизонтальный полет;

испытаниями при взлетах, наборах высоты и снижении должны быть охвачены режимы полета, при которых создаются наибольшие возможные в ожидаемых условиях эксплуатации ВС положительные и отрицательные углы наклона двигателя в пространстве по тангажу;

при разгонах и торможениях ВС в горизонтальном полете при работе двигателя на максимальном режиме и режиме полетного малого газа соответственно. Испытания следует провести на различных высотах полета, в том числе на максимальной высоте крейсерского полета;

в горизонтальном установившемся полете на различных высотах, включая высоту практического потолка ВС, с охватом диапазона скоростей полета, соответствующего ожидаемым условиям эксплуатации ВС. При этом работа двигателя должна быть проверена на основных установившихся режимах, указанных в Руководстве по технической эксплуатации, и на промежуточных режимах, характерных для его программы регулирования и управления;

при выполнении ВС маневров с предельно-допустимыми параметрами полета, а именно правых и левых виражей с максимальным допустимым креном при максимальной допустимой величине перегрузки, а также "горок" и "скольжений" с максимальной допустимой величиной и максимальной возможной или допустимой продолжительностью действия возникающих при этом положительных и отрицательных перегрузок. Указанные маневры должны быть выполнены на крейсерских высотах полета ВС в полетной конфигурации и на минимальных безопасных высотах во взлетной и посадочной конфигурациях. Испытаниями должны быть охвачены все применяемые в этих условиях режимы двигателя;

3) работоспособность средств контроля работы двигателя в эксплуатации;

4) работоспособность систем отбора воздуха из двигателя.

Для турбовинтового двигателя работа на режиме земного малого газа также должна быть оценена при подтверждении правильности выбора минимального угла установки лопастей воздушного винта.

Оценка работы двигателя, снабженного реверсивным устройством, должна производиться с учетом результатов испытаний.

При испытаниях должно быть оценено влияние (если оно ожидается существенным) на характер и параметры работы двигателя следующих факторов:

ветровых условий, температуры и давления атмосферного воздуха у земли;

отбора воздуха из двигателя при отдельном и одновременном включении потребителей воздуха. Эту оценку следует выполнять на земле и при испытаниях в горизонтальном установившемся полете;

сочетания режимов работы проверяемого и соседнего двигателей, если воздух к ним поступает из близко расположенных друг к другу воздухозаборников.

801. Проверка работы двигателя при переменных процессах в условиях эксплуатации на ВС должна подтвердить:

- 1) управляемость, устойчивость работы и соответствие параметров двигателя и его топливной и масляной систем данным технической документации;
- 2) соответствие времени приемистости с полетного малого газа и земного малого газа в условиях ухода на второй круг требованиям технической документации;
- 3) работоспособность средств контроля работы двигателя в эксплуатации и системы отбора воздуха из двигателя.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

характер и параметры работы двигателя и его топливной и масляной систем при прямых, обратных и встречных перемещениях рычагов управления двигателями с различным темпом, во всем допустимом диапазоне режимов при работе в наземных условиях на месте, а также при рулении ВС;

характер и параметры работы двигателя и его топливной и масляной систем при прямых, обратных и встречных перемещениях рычагов управления двигателями с различным темпом во всем допустимом диапазоне режимов в горизонтальном полете с охватом диапазона высот и скоростей полета, соответствующего ожидаемым условиям эксплуатации ВС при переменных процессах, возникающих при типичных маневрах ВС в процессе перехода от одного этапа к другому, в том числе время приемистости двигателя при уходе ВС на второй круг на этапе захода на посадку;

работоспособность средств контроля работы двигателя в эксплуатации;

работоспособность агрегатов системы отбора воздуха из двигателя.

При испытаниях должно быть оценено влияние (если оно ожидается существенным) на приемистость и устойчивость работы двигателя в условиях ухода на второй круг, а также в условиях полета, признанных критическими по запасам газодинамической устойчивости двигателя, следующих факторов:

температуры и давления атмосферного воздуха;

исходного режима двигателя;

теплового состояния двигателя на исходном режиме;

изменения в пределах технических условий регулировки элементов регуляторов, определяющих переменный процесс;

отбора воздуха из двигателя при отдельном и одновременном включении потребителей воздуха;

сочетания режимов работы проверяемого и смежного двигателей в случае, если воздух к ним поступает из близко расположенных воздухозаборников.

802. Проверка в условиях эксплуатации двигателя на ВС должна подтвердить соответствие работоспособности системы, качества регулирования и управления этого двигателя и других летно-эксплуатационных характеристик системы требованиям главы 11 настоящих Норм и данным технической документации.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) устойчивость и точность поддержания регулируемых и ограничиваемых параметров двигателя при неизменном положении рычагов управления двигателями в зоне работы каждой из функциональных подсистем регулирования;

2) устойчивость и точность поддержания параметров, заданных программами управления и регулирования переменных процессов в двигателе, проверяемых, максимальные величины и длительность отклонений регулируемых и ограничиваемых параметров двигателя при этих процессах;

3) помехозащищенность электронных блоков системы при возможных в условиях эксплуатации на воздушном судне воздействиях на них других функциональных систем ВС и наземных средств обслуживания, например, при колебании параметров электропитания, включении мощных источников электромагнитного излучения;

4) работоспособность имеющихся устройств контроля системы в эксплуатации.

При испытаниях должно быть оценено влияние (если оно ожидается существенным) на характеристики работы системы следующих факторов:

изменения высоты и скорости полета в области работы каждой из функциональных подсистем;

положения ВС в пространстве и динамических факторов полета (вертикальной скорости, перегрузок);

температуры рабочей жидкости регуляторов в пределах, возможных в эксплуатации ;

температуры среды, окружающей агрегаты регулирования;

отбора воздуха из двигателя.

803. Проверка в условиях эксплуатации двигателя на судне должна подтвердить пожарную безопасность и обеспеченность в соответствии с требованиями и данными технической документации, холодного и горячего запусков двигателя на земле и запусков в полете в ожидаемых условиях эксплуатации ВС, а также показать приемлемость процедуры запуска двигателя по ее влиянию на удобство управления ВС и по требованиям к экипажу.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) параметры двигателя и системы запуска при холодном и горячем запусках на земле;

2) параметры двигателя и системы запуска при его запуске в полете с режима авторотации и при запуске с подкруткой двигателя пусковым устройством в предусмотренных Руководством по летной эксплуатации условиях;

3) пожарная безопасность эксплуатации ВС при запуске двигателя, в том числе при повторных запусках, выполняемых в соответствии с Руководством по летной эксплуатации;

4) процедуры, выполняемые экипажем для запуска двигателя.

При испытаниях должно быть оценено влияние (если оно окажется существенным) на пусковые свойства двигателя следующих факторов:

ветровых условий, температуры и давления атмосферного воздуха при запусках на земле;

длительности перерыва между моментами выключения двигателя и начала его последующего запуска;

допускаемых техническими условиями отклонений в регулировке аппаратуры управления и регулирования двигателя при запуске и в параметрах энергопитания токового устройства.

804. Проверка вибрационных характеристик элементов двигателя при его работе в самолетной компоновке, должна подтвердить отсутствие недопустимого увеличения уровня вибрационного нагружения элементов роторов турбокомпрессора и вибраций корпусов и агрегатов двигателя в условиях эксплуатации двигателя на ВС по сравнению с уровнем вибрации в стендовых условиях и соответствие уровня вибрации требованиям нормативно-технической документации, а также подтвердить работоспособность бортовой системы контроля вибраций двигателя.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) характер и уровень вибраций корпусов и агрегатов двигателя в условиях и на режимах, на которых проверяется двигатель;

2) работоспособность бортовой системы контроля вибраций двигателя, достаточность запаса по параметру срабатывания аварийного сигнализатора максимального уровня вибраций, потребного для компенсации отклонений этого параметра при нормальной работе исправного двигателя;

3) характер и уровень вибрационного нагружения элементов роторов двигателя в условиях проверки.

При испытаниях должно быть оценено влияние (если оно ожидается существенным) на вибрационные характеристики двигателя следующих факторов:

ветровых условий, температуры и давления атмосферного воздуха у земли;

сочетания режимов работы проверяемого и соседнего двигателей в случае, если воздух к ним поступает из близко расположенных воздухозаборников;

отбора воздуха из двигателя при раздельном и одновременном включении потребителей воздуха.

Проверке для определения характера и уровня вибрационного нагружения подлежат те элементы роторов турбокомпрессора, для которых признано, что при стендовых испытаниях недостаточно полно воспроизведены существенно влияющие эксплуатационные факторы.

Проверку характера и уровня вибраций корпусов двигателя следует выполнять в плоскостях расположения его узлов крепления к ВС и в местах, предназначенных для бортового контроля вибраций в эксплуатации, а у турбовинтового двигателя также на редукторе воздушного винта.

Перечень агрегатов двигателя, вибрации которых должны быть проверены, устанавливается по результатам испытаний.

805. Проверка противообледенительной системы двигателя и его работоспособности в условиях естественного обледенения должна подтвердить результаты расчетов, стендовых испытаний и летных испытаний системы и в совокупности с ними показать, что при эксплуатации противообледенительной системы в соответствии с Руководством по летной эксплуатации ВС в условиях обледенения не могут возникнуть нарушения работы двигателя.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями в "сухом" воздухе и в контролируемых условиях обледенения.

Испытания должны быть проведены в установленном программой диапазоне высот полета на скоростях, соответствующих ожидаемым условиям эксплуатации ВС в случае нормальной работы всех двигателей, а также в случае отказа некоторых из них. При этом на различных режимах двигателя с охватом эксплуатационного диапазона их изменения должны быть оценены:

- 1) работоспособность и эксплуатационные особенности противообледенительной системы двигателя и средств ее управления и контроля;
- 2) влияние работы противообледенительной системы на параметры двигателя;
- 3) эффективность противообледенительной системы в условиях обледенения, влияние остаточного льдообразования на работу двигателя.

При испытаниях должно быть оценено влияние на работу двигателя запаздывания включения противообледенительной системы длительностью 1 минута, а также влияние продолжительности полета в условиях обледенения.

806. Проверка в условиях эксплуатации на ВС должна подтвердить соответствие работоспособности реверсивного устройства и системы его управления, устойчивости работы и параметров двигателей, как снабженных, так и не снабженных этим устройством, данным технической документации на установившихся режимах прямой тяги и при реверсировании тяги, а также при переменных процессах, и показать, что на режимах эксплуатации с использованием реверсирования тяги не возникает



недопустимого влияния реверсивного устройства на поведение, летные характеристики и прочность конструкции ВС.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) работоспособность реверсивного устройства с системой управления при его включении, работе и выключении на земле и на тех этапах полета, на которых разрешено использование режима реверсирования тяги;

2) характер и параметры работы двигателя с реверсивным устройством на режимах прямой тяги в условиях и на режимах эксплуатации, на которых проверяется двигатель, а также на режимах реверсирования тяги при испытаниях;

3) влияние работы двигателя на режиме реверсирования тяги на работу и параметры других двигателей ВС, как снабженных, так и не снабженных реверсивным устройством;

4) влияние работы реверсивного устройства на нагружение элементов ВС и его поведение при нормальном функционировании устройства, а также при имитации отказов, приводящих к его самопроизвольному включению и невключению, если они не относятся к событиям практически невероятным.

При испытаниях должно быть оценено влияние (если оно ожидается существенным) на характеристики ветровых условий и температуры атмосферного воздуха у земли.

Имитация отказа, приводящего к самопроизвольному включению реверсивного устройства, выполняется только при наличии подсистемы, обеспечивающей автоматическое выключение или дросселирование двигателя при таком отказе. Необходимость проверки устанавливается на основании оценки вероятности и возможных последствий самопроизвольного включения устройства. Анализ может быть выполнен, например, на основе моделирования или опыта эксплуатации устройств-прототипов. Режимы и этапы полета, на которых следует производить проверку, должны устанавливаться по результатам этого анализа с учетом безопасности проведения испытаний.

Имитация отказа, приводящего к невключению реверсивного устройства, выполняется при послепосадочном пробеге ВС. При этом должна быть оценена правильность выбора ограничения режима работы двигателя с невключившимся реверсивным устройством по его влиянию на поведение ВС.

807. Проверка в условиях эксплуатации двигателя на ВС должна подтвердить наличие достаточного запаса газодинамической устойчивости, гарантирующего устойчивую работу данного типа двигателя во всех ожидаемых условиях эксплуатации ВС.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями в условиях и на режимах эксплуатации, признанных критическими по запасам газодинамической

устойчивости двигателя. При подтверждении достаточности запаса может быть использован один из следующих методов:

1) демонстрация устойчивой работы одного экземпляра двигателя, запас газодинамической устойчивости, которого преднамеренно уменьшен, например, за счет изменения конструктивных элементов, изменения программ регулирования, увеличения внешнего воздействия. Уменьшение запаса должно имитировать воздействие на него всех существенных для данного типа двигателя факторов, которые при испытаниях непосредственно не воспроизводятся (например, разброса запасов, обусловленного допусками на изготовление и отладку двигателя, уменьшения запасов из-за выработки ресурса и других). Величина преднамеренного уменьшения запаса должна быть установлена программой испытаний;

2) демонстрация устойчивой работы большого числа нормально изготовленных и отрегулированных двигателей, признанного достаточным.

При выборе условий испытаний должно быть учтено влияние (если оно ожидается существенным) на газодинамическую устойчивость двигателя следующих факторов:

изменения режимов работы компрессора в диапазоне, обусловленном режимами двигателя, допусками на отладку системы его регулирования и температурой атмосферного воздуха;

ветровых условий у земли (при испытаниях может быть использован искусственно получаемый воздушный поток);

уровня параметров потока воздуха на входе в двигатель и его неоднородности, обусловленных условиями полета и маневрами ВС в ожидаемых условиях его эксплуатации;

времени выдержки двигателя на исходном режиме перед выполнением характерных переменных процессов;

режима работы соседнего с проверяемым двигателем, при близком расположении друг к другу их воздухозаборников.

Испытания допускаются провести только для тех критических условий и режимов эксплуатации, для которых при стендовых испытаниях не получены убедительные доказательства достаточности запаса газодинамической устойчивости двигателя.

При оценке результатов настоящих испытаний необходимо учесть данные об устойчивости работы двигателя при выходах ВС на предельные ограничения, осуществляемых при испытаниях.

808. Проверка системы защиты от перегрева турбины должна подтвердить соответствие работоспособности, помехозащищенности и других летно-эксплуатационных характеристик системы требованиям и данным технической документации.

Проверку следует проводить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) работоспособность системы и изменение параметров работы двигателя при имитации ее срабатывания.

Имитация должна быть выполнена на установившихся режимах двигателя и при переменных процессах с максимальными температурами газа на земле и в полете;

2) помехозащищенность электронных блоков системы при воздействиях на них других функциональных систем ВС и наземных средств обслуживания, например, колебаний параметров электропитания, включения мощных источников электромагнитного излучения;

3) достаточность запаса по параметру срабатывания системы, потребного для компенсации отклонений максимальной температуры газа, возможных при нормальной работе двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации ВС (для предотвращения ложного срабатывания системы защиты от перегрева турбины);

4) работоспособность средств контроля работы системы в эксплуатации, если они имеются.

809. Проверка средств защиты двигателя при помпаже должна подтвердить соответствие работоспособности, помехозащищенности и других летно-эксплуатационных характеристик элементов средств защиты данным технической документации.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) работоспособность элементов средств защиты и изменение параметров работы двигателя при имитации срабатывания сигнализатора помпажа на земле и в полете на установившихся режимах работы двигателя в диапазоне от земного (полетного) малого газа до взлетного (максимального) режима и при переменных процессах;

2) помехозащищенность электронных блоков автоматической системы или средств сигнализации о возникновении помпажа при воздействии на них других функциональных систем ВС и наземных средств обслуживания, например, колебаний параметров электропитания, включения мощных источников электромагнитного излучения;

3) достаточность запаса по параметру срабатывания сигнализатора помпажа, потребного для компенсации отклонений этого параметра при нормальной работе двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации ВС (для предотвращения ложного срабатывания сигнализатора помпажа).

810. Проверка работы двигателя при впрыске охлаждающей жидкости в его компрессор должна подтвердить:

1) устойчивость работы и соответствие требованию и данным технической документации параметров двигателя при впрыске жидкости в его компрессор в наземных и полетных условиях, в которых применение системы разрешено Руководством по летной эксплуатации;

2) работоспособность элементов системы впрыска жидкости.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

параметры двигателя по их соответствию требуемой величине восстановления или форсирования взлетной тяги (мощности) при наземном опробовании системы впрыска жидкости и при ее включении на режимах полета, на которых это разрешено Руководством по летной эксплуатации;

работоспособность элементов системы, в том числе средств управления и контроля ее работы в эксплуатации;

удобство управления системой и синхронность включения и выключения системы на симметрично расположенных двигателях.

При испытаниях должно быть оценено влияние на работу двигателя и системы впрыска жидкости (если оно ожидается существенным) следующих факторов:

ветровых условий и температуры атмосферного воздуха у земли;

положения ВС в пространстве и перегрузок по различным его координатным осям.

811. Проверка параметров полетного цикла двигателя на ВС должна определить параметры полетного цикла, режимы работы двигателя, их продолжительность и повторяемость в ожидаемых условиях эксплуатации двигателя на ВС данного типа с целью уточнения испытательных циклов эквивалентно-циклических испытаний и испытаний по эксплуатационной программе. Объем определяется программой летных испытаний.

812. Проверка эксплуатационной технологичности двигателя должна показать, что в эксплуатационных условиях на ВС обеспечивается возможность удобного, безопасного и контролируемого осмотра, технического обслуживания и замены двигателей, их деталей, узлов и агрегатов согласно указаниям Руководства по технической эксплуатации и Регламента технического обслуживания двигателя.

При проверке, которую следует произвести непосредственно на ВС в условиях стоянки и других условиях, предписанных Регламентом технического обслуживания, необходимо отметить:

1) обеспеченность удобного, безопасного и контролируемого осмотра, технического обслуживания и замены деталей, узлов, агрегатов двигателя, средств обнаружения механических повреждений в соответствии с требованиями и указаниями Руководства по технической эксплуатации и Регламента технического обслуживания;

2) взаимозаменяемость двигателей в применяемых на ВС компоновках силовой установки;

3) обеспеченность процедур консервации и расконсервации двигателя;

4) обеспеченность проверки и регулировки гидроприводов двигателя, проверки подвижных элементов реактивного сопла, если они имеются на двигателе, от аэродромных источников энергии (без запуска двигателя);

5) обеспеченность и удобство медленного проворачивания ротора (роторов) двигателя.

Проверку следует провести в различных климатических условиях эксплуатации ВС.

### **Параграф 32. Испытания серийных и ремонтных двигателей**

813. Серийные и ремонтные двигатели должны подвергаться сдаточным и контрольным стендовым испытаниям и переборкам, предписанным программами, а при необходимости также дополнительным испытаниям.

При испытании ремонтных двигателей в случае необходимости могут предусматриваться методы и условия испытаний, отличающиеся от предписываемых программами сдаточных и контрольных испытаний серийных двигателей.

Объем испытаний и переборок серийных и ремонтных двигателей с обследованием состояния деталей после разборки двигателя может быть сокращен, если будет показано, что совершенство конструкции, качество и контроль изготовления, а также методика испытаний обеспечивают, при соблюдении правил обслуживания, предписанных Руководством по технической эксплуатации, сохранение работоспособности двигателя в течение межремонтного ресурса.

Любое сокращение объема испытаний или переборок двигателя может быть пересмотрено при обнаружении ухудшения работоспособности двигателя в эксплуатации или при введении значительных изменений в конструкцию двигателя.

Объем испытаний ремонтных двигателей может отличаться от объема испытаний серийных двигателей.

При производстве двигателей малыми сериями объем испытаний, и количество переборок их может сокращаться.

814. Испытания серийных и ремонтных двигателей разделяются на сдаточные и контрольные.

Целью сдаточных испытаний является:

1) проверка соответствия техническим условиям качества изготовления и сборки двигателя;

2) проведение приработки деталей и агрегатов, комплектующих двигатель;

3) подтверждение соответствия основных данных двигателя заданным техническими условиями.

Целью контрольных испытаний является:

проверка соответствия техническим условиям качества повторной (после сдаточных испытаний) сборки двигателя;

проведение приработки деталей и агрегатов, комплектующих двигатель;

проверка регулировки и отладки двигателя и соответствия его параметров и характеристик заданным техническими условиями;

официальное подтверждение соответствия основных данных двигателя заданным техническими условиями и его приемка.

При соответствующем обосновании сдаточные и контрольные испытания могут совмещаться.

815. Испытания должны проводиться в последовательности, указанной в программах сдаточных и контрольных испытаний в соответствии с общими требованиями, а также следующими дополнительными положениями:

1) измерение тяги турбовинтового двигателя в статических условиях должно проводиться на испытательном стенде принятого типа. Измерение мощности турбовинтового двигателя должно осуществляться на двигателе с воздушным винтом, принятым способом; при этом должна быть надлежащим образом учтена реактивная тяга газовой струи;

2) испытания должны включать работу двигателя при максимальной температуре масла на входе. Время работы на соответствующих режимах с максимальной температурой масла на входе и величина этой температуры должны быть указаны в программе испытаний.

Такие испытания можно не проводить, если имеющиеся материалы доказывают отсутствие их необходимости;

3) если в процессе сдаточных испытаний оказывается необходимой замена какой-либо основной детали или узла, эти испытания или их часть должны быть повторены в согласованном объеме.

Если в процессе сдаточных испытаний оказывается необходимой замена какого-либо вспомогательного элемента конструкции или детали, то такая замена может быть разрешена без соответствующего испытания на другом экземпляре двигателя в соответствии с действующей для серийного производства документацией;

4) все приводы вспомогательного оборудования и самолетных агрегатов в процессе сдаточных испытаний должны быть загружены принятым способом стендовыми агрегатами или специальными устройствами, нагрузочный момент которых полностью соответствует эксплуатационным величинам. В процессе сдаточно-контрольных испытаний агрегаты, которые не являются необходимыми для обеспечения нормальной работы двигателя, могут не устанавливаться или отключаться;

5) программы сдаточных и контрольных испытаний должны предусматривать работу двигателя с установленными для него отборами воздуха. Испытания должны показать работоспособность двигателя с включенными отборами воздуха и удовлетворительное функционирование системы и агрегатов отбора, принадлежащих двигателю;

6) должно предусматриваться проведение испытаний с утвержденным для полетных условий реактивным соплом, если иное не установлено программой испытаний;

7) при всех испытаниях должны применяться топлива и масла, которые утверждены для данного типа двигателя.

816. Дополнительно к общей оценке работы двигателя и определению его характеристик должны быть обеспечены заявленные значения следующих величин:

1) приведенных температур газа на взлетном и максимальном продолжительном режимах. Эти температуры не должны превышать утвержденных максимальных величин. Все измеренные величины температуры газа должны находиться в согласованных пределах отклонения от средней температуры, полученной при испытаниях;

2) приведенной тяги (мощности) на взлетном и максимальном продолжительном режимах. Их величины должны находиться в согласованных пределах и устанавливаться на основании государственных испытаний двигателя данного типа;

3) приведенного удельного расхода топлива двигателя на заявленных режимах;

4) давления масла на максимальном продолжительном режиме;

5) прокачки (циркуляционного расхода) масла. Если масляный бак не является неотъемлемой частью двигателя, то прокачку следует измерять при выполнении 4-й части контрольных испытаний;

6) среднего часового расхода масла;

7) времени приемистости.

817. Если двигатели предназначены для установки на серийное ВС, то данные серийных и ремонтных двигателей должны включать:

1) параметры двигателя на взлетном, максимальном продолжительном и других режимах, оговоренных в программе испытаний (при работе на стенде с параметрами воздуха по стандартной атмосфере) без учета отбора воздуха и затрат мощности на привод вспомогательных и самолетных агрегатов. Должен указываться разброс значений параметров, полученных как в процессе контрольных испытаний, так и в конце ресурса до очередного капитального ремонта (по материалам проверки характеристик на достаточном количестве рассматриваемых двигателей, выбранных из серии);

2) влияние на заявленные параметры величин давления, температуры и влажности окружающего воздуха, скорости полета, коэффициента отбора воздуха.

818. При совмещении сдаточных и контрольных испытаний сокращенная программа испытаний должна включать:

1) приработку двигателя;

2) отладку и проверку регулировки двигателя на соответствие его параметров и характеристик заданным техническим условиям;

3) подтверждение соответствия основных данных двигателя заданным техническими условиями;

4) приемку двигателя.

### **Параграф 33. Сдаточные испытания серийных и ремонтных двигателей**

819. Программа сдаточных испытаний должна предусматривать виды проверок.

Сокращение продолжительности испытания в части 5 может быть допущено, если это признано целесообразным.

820. После сдаточных испытаний двигатель должен быть разобран для проверки состояния его деталей. Допускается разборка в сокращенном объеме (поузловая), если это признано достаточным для дефектации.

821. При сокращении объема сдаточных испытаний устанавливается количество (процент) двигателей, испытываемых с нагруженными приводами вспомогательных и самолетных агрегатов. Это количество испытываемых двигателей может постепенно уменьшаться до полного исключения испытаний с нагруженными приводами упомянутых агрегатов.

### **Параграф 34. Контрольные испытания серийных и ремонтных двигателей**

822. Программа контрольных испытаний должна предусматривать виды проверок.

Сокращение продолжительности испытания в части 4 может быть допущено, если это признано целесообразным.

### **Параграф 35. Дополнительные испытания серийных и ремонтных двигателей**

823. Дополнительным стендовым испытаниям, включающим периодические (комиссионные) и технологические испытания, должны подвергаться серийные и ремонтные двигатели. Комиссионными испытаниями должна проверяться стабильность качества выпускаемой продукции.

Технологическими испытаниями должны проверяться:

- 1) конструктивные и технологические изменения, внесенные для усовершенствования серийного и ремонтного двигателей;
- 2) таблица предельных износов и зазоров ремонтных двигателей;
- 3) содержание группового комплекта для ремонта двигателя.

824. Для двигателей серийного производства должна быть отработана методика контроля стабильности запаса газодинамической устойчивости и установлена периодичность проверки двигателя.

825. Один двигатель, выбранный произвольно из партии, выпущенной за определенный период времени, установленный технической документацией, должен пройти комиссионные испытания по программе 150-часовых испытаний.



## Параграф 36. Увеличение ресурсов

826. Увеличение ресурса до первого капитального ремонта и межремонтного ресурса серийного двигателя должно производиться для всего парка двигателей данной модификации или для серий данной модификации.

При подтверждении увеличенных ресурсов (назначенного, до первого капитального ремонта, межремонтного) в испытательные циклы при необходимости должны быть внесены уточнения в соответствии с накопленными данными о фактических условиях эксплуатации парка двигателей.

При увеличении ресурсов серийного двигателя, начиная с третьего года эксплуатации, подтвержденная наработка на отказ, приводящий к выключению двигателя в полете, должна быть не менее 14000 ч для двигателей ВС с продолжительностью полета не более 5 часов и не менее 20000 ч для двигателей ВС с продолжительностью полета более 5 часов.

Указанная наработка на отказ определяется по суммарной наработке двигателей в эксплуатации и количеству отказов, приводящих к выключению двигателя в полете, за два предшествующих года эксплуатации.

827. Увеличение временно назначенных ресурсов основных деталей и узлов производится на основании их эквивалентно-циклических испытаний. При проведении этих испытаний рекомендуется использовать детали и узлы, имеющие предварительную наработку в эксплуатации.

828. Увеличение ресурса до первого капитального ремонта подтверждается эквивалентно-циклическими испытаниями двух двигателей.

При увеличении ресурса должны быть учтены данные о результатах эксплуатации парка двигателей и о дефектации двигателей при их ремонтах в пределах ранее действовавших ресурсов. Для получения дополнительной диагностической информации рекомендуется через каждые 500-1000 часов наработки производить разборку и дефектацию 1-2 двигателей из числа двигателей с наибольшей наработкой. В счет указанных двигателей разрешается использовать двигатели, снятые с эксплуатации по другим причинам.

Эквивалентно-циклические испытания проводятся с запасом по числу испытательных циклов по отношению к увеличенному ресурсу. При ресурсах до 2500 часов запас принимается в 20 %, а при больших ресурсах запас по числу испытательных циклов должен соответствовать превышению наработки по отношению к устанавливаемому ресурсу на 500 часов.

Испытания могут проводиться путем доработки до необходимого числа испытательных циклов на двигателях, отработавших в эксплуатации ранее установленный ресурс или его часть, с полным зачетом фактической наработки двигателя в часах и полетных циклах.

Двигатели, успешно прошедшие испытания могут быть без разборки использованы для продолжения испытаний с целью дальнейшего увеличения ресурса.

Испытания одного из указанных двигателей могут проводиться по эксплуатационной программе, но с запасом.

829. Межремонтные ресурсы устанавливаются в пределах назначенного ресурса двигателя.

Для установления каждого межремонтного ресурса проводятся следующие работы:

- 1) эквивалентно-циклические испытания одного ремонтного двигателя на заводе-изготовителе;
- 2) испытания одного ремонтного двигателя по согласованной программе на ремонтном заводе;
- 3) обобщение опыта эксплуатации парка двигателей.

## **Глава 12. Газотурбинный двигатель**

**Сноска. Заголовок главы 12 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).**

### **Параграф 1. Маршевый газотурбинный двигатель**

830. В параграфе 2 главы 11 и в параграфе 1 главы 21 настоящих Норм изложены требования к маршевым газотурбинным двигателям ВС всех весовых категорий с числом двигателей не менее двух. Вышеуказанные требования выполняются для обеспечения летной годности двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации.

831. Соответствие газотурбинного двигателя требованиям, изложенным в параграфе 2 главы 11 и в параграфе 1 главы 21 настоящих Норм должно устанавливаться на основании анализа технической документации расчетов, стендовых, наземных и летных испытаний, а также на основе анализа опыта эксплуатации:

1) при сертификации двигателя "до установки на ВС" - в параграфе 1 главы 12 и в параграфе 29 главы 11 настоящих Норм;

2) при сертификации ВС - в объеме требований в параграфе 1 главы 13 и в параграфе 31 главы 11 настоящих Норм. На этом этапе сертификации засчитываются положительные результаты той части летных испытаний двигателя при его сертификации "до установки на ВС", которая удовлетворяет требованиям параграфов 30, 29 главы 11 настоящих Норм;

3) при контроле серийно выпускаемых и ремонтных газотурбинным двигателям - в объеме требований в параграфах 32, 36 главы 11 настоящих Норм.

832. В технической документации на двигатель должны быть представлены Руководство по технической эксплуатации, основные данные и ожидаемые условия эксплуатации.

Указанные сведения составляют официальный статус двигателя при его испытаниях, сертификации и эксплуатации.

Ожидаемые условия эксплуатации, включая осредненные полетные циклы (полетные циклы), должны являться основой для составления программ испытаний двигателя и его деталей, подтверждающих соответствие двигателя требованиям в параграфе 1 главы 11 и в параграфе 36 главы 11 настоящих Норм.

833. Расчеты характеристик и испытания двигателя, элементов его конструкции и агрегатов для определения летной годности в ожидаемых условиях эксплуатации должны производиться для атмосферных условий. Характеристики двигателя в полете до высоты 4500 метров должны указываться с поправкой на влажность при высокой температуре.

834. Применение на двигателе готовых изделий должно согласовываться с разработчиками этих изделий с учетом условий их работы на двигателе.

835. Двигатель должен предъявляться на сертификацию:

1) с полностью укомплектованными агрегатами, системами, коммуникациями и датчиками;

2) с комплектом технической документации, необходимой для эксплуатации и технического обслуживания двигателя;

3) с комплектами бортового инструмента, приспособлений, контрольно-измерительной и диагностической аппаратуры, обеспечивающими выполнение технического обслуживания, предусмотренного Руководством по технической эксплуатации и Регламентом технического обслуживания двигателя;

4) с комплектами запасных агрегатов, деталей и расходных материалов, необходимых для выполнения технического обслуживания в соответствии с Регламентом технического обслуживания.

836. Агрегаты и системы двигателя, потребляющие электроэнергию, должны соответствовать требованиям параграфа 1 главы 18 настоящих Норм.

837. Ожидаемые условия эксплуатации двигателя включают указанные ниже параметры (режимы) полета, параметры состояния и воздействия на двигатель внешней среды и эксплуатационные факторы, в том числе их изменение (там, где это возможно) по времени за полетный цикл. Полетный цикл должен включать в себя ожидаемые установившиеся режимы работы и переменные процессы двигателя, начиная от его запуска на земле до выключения после посадки ВС, а также все режимы при проведении работ по техническому обслуживанию, отнесенные к одному полетному циклу.

838. Параметры (режимы) полета:

- 1) высота полета;
- 2) скорость (число  $M$ ) полета;
- 3) углы наклона двигателя в пространстве;
- 4) перегрузки.

839. Параметры состояния и воздействия на двигатель окружающей среды:

- 1) барометрическое давление, температура и влажность атмосферного воздуха;
- 2) направление и скорость ветра;
- 3) электрические воздействия;
- 4) размеры, масса, скорость птиц, кусков льда, града, воды (дождя), попадающих на вход двигателя.

840. Эксплуатационные факторы:

- 1) ресурсы двигателя (в часах и полетных циклах), срок службы (календарное время);
- 2) режимы работы двигателя, число и последовательность выходов на эти режимы за один полетный цикл и допустимая непрерывная и общая продолжительность работы на определенных режимах (в том числе на режимах авторотации и реверсирования тяги), а также сведения о переменных процессах;
- 3) характеристика профиля полета;
- 4) область и число запусков по высоте и скорости полета;
- 5) величина отбора воздуха и мощности;
- 6) потери полного давления в самолетном воздухозаборнике;
- 7) неоднородность потока воздуха на входе в двигатель;
- 8) применяемые марки топлива, масла, присадок, технических жидкостей и газов;
- 9) температура и давление топлива на входе в двигатель;
- 10) параметры энергопитания агрегатов двигателя, в том числе пускового устройства;
- 11) температура под капотом силовой установки с указанием характерных зон;
- 12) покрытие и состояние взлетно-посадочной полосы и места стоянки ВС;
- 13) периодичность и виды технического обслуживания и диагностики технического состояния двигателя;
- 14) величины механических повреждений деталей двигателя в эксплуатации;
- 15) особенности компоновки двигателя на ВС, в том числе определяющие особенности технического обслуживания двигателя;
- 16) загрязнение топлива механическими примесями и свободной водой (на входе в двигатель).

В пределах назначенного ресурса двигателя могут проводиться регламентированные ремонты, в том числе капитальные, и восстановительные работы с заменой некоторых деталей, а в пределах назначенных ресурсов деталей могут проводиться их регламентированные восстановительные ремонты. Значения

временно-назначенного ресурса двигателя (деталей) последовательно увеличиваются, начиная от начального его значения до заданного техническими условиями на двигатель. Временно назначенный ресурс двигателя устанавливается в пределах временно назначенных ресурсов основных деталей, выполняется замена которых не предусматривается при регламентированных ремонтах или восстановительных работах. По мере увеличения временно-назначенного ресурса двигателя его эксплуатация может быть продолжена.

## **Параграф 2. Вспомогательный газотурбинный двигатель**

841. В параграфе 11 главы 12 и в параграфе 16 главы 13 настоящих Норм изложены требования к вспомогательным газотурбинным двигателям. Данное требования выполняются для обеспечения летной годности вспомогательного газотурбинного двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации.

Требования в параграфах 2, 27 главы 12 настоящих Норм не распространяются на турбокомпрессорные стартеры.

842. Соответствие вспомогательного газотурбинного двигателя требованиям настоящего параграфа, главы 12 настоящих Норм должно устанавливаться на основании анализа технической документации, расчетов, стендовых, наземных и летных испытаний, а также на основе анализа опыта эксплуатации:

1) при сертификации вспомогательного газотурбинного двигателя "до установки на ВС" - в объеме требований параграфа 2, настоящей главы;

2) при сертификации ВС - в объеме требований настоящих Норм. На этом этапе сертификации засчитываются положительные результаты той части летных испытаний вспомогательного газотурбинного двигателя при сертификации "до установки на ВС", которая удовлетворяет требованиям, изложенным в параграфе 2, настоящей главы;

3) при контроле серийно выпускаемых и ремонтных вспомогательных газотурбинных двигателей - в объеме требований.

843. В технической документации на вспомогательный газотурбинный двигатель должны быть представлены Руководство по технической эксплуатации, основные данные и ожидаемые условия эксплуатации. Указанные сведения составляют официальный статус вспомогательного газотурбинного двигателя при его испытаниях, сертификации и эксплуатации. Ожидаемые условия эксплуатации должны являться основой для составления программ испытаний вспомогательного газотурбинного двигателя и его деталей, подтверждающих соответствие вспомогательного газотурбинного двигателя требованиям настоящей главы.

844. Расчеты характеристик и испытания вспомогательного газотурбинного двигателя, элементов его конструкции и агрегатов для определения летной годности в

ожидаемых условиях эксплуатации должны производиться для атмосферных условий. Характеристики вспомогательного газотурбинного двигателя в полете до высоты 4500 метров должны указываться с поправкой на влажность при высокой температуре.

845. Применение на вспомогательном газотурбинном двигателе готовых изделий должно согласовываться с изготовителями этих изделий с учетом условий их работы на вспомогательном газотурбинном двигателе.

846. Вспомогательный газотурбинный двигатель должен предъявляться на сертификацию:

1) полностью укомплектованным агрегатами, системами, коммуникациями и датчиками;

2) с комплектом технической документации, необходимой для эксплуатации и технического обслуживания вспомогательного газотурбинного двигателя;

3) с комплектами бортового инструмента, приспособлений, контрольно-измерительной и диагностической аппаратуры, обеспечивающими выполнение технического обслуживания, предусмотренного Руководством по технической эксплуатации и Регламентом технического обслуживания вспомогательного газотурбинного двигателя;

4) с комплектами запасных агрегатов, деталей и расходных материалов, необходимых для выполнения технического обслуживания в соответствии с Регламентом технического обслуживания.

847. Агрегаты и системы вспомогательного газотурбинного двигателя, потребляющие электроэнергию, должны соответствовать требованиям настоящих Норм.

848. Вспомогательный газотурбинный двигатель - газотурбинный двигатель со всеми размещенными на нем для обслуживания ВС агрегатами, устанавливаемый на борту ВС, являющийся источником сжатого воздуха и электрической энергии и не предназначенный для сообщения движущей силы ВС.

849. Опытный вспомогательный газотурбинный двигатель - вспомогательный газотурбинный двигатель, не прошедший государственные испытания.

Государственные испытания вспомогательного газотурбинного двигателя - испытания опытного вспомогательного газотурбинного двигателя, выполняемые официальной комиссией с целью подтверждения соответствия вспомогательного газотурбинного двигателя требованиям нормативно-технической документации и настоящих Норм, определяющим сертификацию вспомогательного газотурбинного двигателя "до установки на ВС" для оформления Свидетельства о годности.

850. Серийный вспомогательный газотурбинный двигатель - вспомогательный газотурбинный двигатель, изготавливаемый в серийном производстве и

соответствующий по основным данным, параметрам, конструкции, применяемым материалам вспомогательного газотурбинного двигателя, прошедшему государственные испытания и получившему Свидетельство о годности.

851. Модифицированный вспомогательный газотурбинный двигатель - вспомогательный газотурбинный двигатель, являющийся развитием серийного вспомогательного газотурбинного двигателя, с такими изменениями конструкции, которые существенно влияют на его характеристики и летную годность.

852. Ремонтный вспомогательный газотурбинный двигатель - серийный вспомогательный газотурбинный двигатель, отремонтированный до состояния, обеспечивающего его дальнейшую эксплуатацию в пределах межремонтного ресурса.

853. Ожидаемые условия эксплуатации вспомогательного газотурбинного двигателя включают указанные ниже параметры (режимы) полета, параметры состояния и воздействия на вспомогательный газотурбинный двигатель внешней среды и эксплуатационные факторы, а также их изменение в течение эксплуатационного цикла. Эксплуатационный цикл вспомогательного газотурбинного двигателя должен включать в себя ожидаемые установившиеся режимы работы и переменные процессы во вспомогательном газотурбинном двигателе (запуск, режимная работа и останов на земле перед полетом и после посадки ВС; запуск, режимная работа и останов в полете, если это требуется), а также все режимы при проведении работ по техническому обслуживанию, отнесенные к одному эксплуатационному циклу.

854. Параметры (режимы) полета:

- 1) высота полета;
- 2) скорость (число  $M$ ) полета;
- 3) углы наклона осей вспомогательного газотурбинного двигателя и пространства;
- 4) перегрузки.

855. Параметры состояния и воздействия на вспомогательный газотурбинный двигатель окружающей среды:

- 1) барометрическое давление, температура и влажность атмосферного воздуха;
- 2) направление и скорость ветра;
- 3) электрические воздействия;
- 4) размеры, масса и скорость птиц, кусков льда, града, воды (дождя), попадающих на вход в вспомогательного газотурбинного двигателя.

856. Эксплуатационные факторы:

1) ресурсы вспомогательного газотурбинного двигателя (в часах и эксплуатационных циклах), срок службы (календарное время);

2) режимы работы двигателя, число и последовательность выходов на эти режимы за один эксплуатационный цикл и допустимая непрерывная и общая продолжительность работы на определенных режимах (в том числе на режиме авторотации, если он возможен), а также сведения о переменных процессах;

- 3) характеристика профиля полета;
- 4) область запусков по высоте и скорости полета;
- 5) величина отбора воздуха и мощности;
- 6) потери полного давления в самолетном воздухозаборнике;
- 7) неоднородность потока воздуха на входе в вспомогательный газотурбинный двигатель;
- 8) применяемые марки топлива, масла, присадок, технических жидкостей и газов;
- 9) температура и давление топлива на входе в вспомогательный газотурбинный двигатель;
- 10) параметры энергопитания агрегатов вспомогательного газотурбинного двигателя, в том числе пускового устройства;
- 11) температура в отсеке размещения вспомогательного газотурбинного двигателя с указанием характерных зон;
- 12) покрытие и состояние взлетно-посадочной полосы и места стоянки ВС;
- 13) периодичность и виды технического обслуживания вспомогательного газотурбинного двигателя;
- 14) величины механических повреждений деталей двигателя в эксплуатации;
- 15) особенности компоновки вспомогательного газотурбинного двигателя на ВС, в том числе определяющие особенности технического обслуживания двигателя;
- 16) загрязнение топлива механическими примесями и свободной водой (на входе в вспомогательный газотурбинный двигатель).

857. Конкретный перечень основных деталей определяется на основе анализа отказов, которые могут иметь опасные последствия, с учетом опыта доводки вспомогательного газотурбинного двигателя из эксплуатации его прототипов.

### **Параграф 3. Конструкция вспомогательного газотурбинного двигателя**

858. Конструкция вспомогательного газотурбинного двигателя должна удовлетворять требованиям настоящего параграфа настоящей главы.

859. Вспомогательный газотурбинный двигатель вместе с его системами и агрегатами должен быть спроектирован и изготовлен так, чтобы в ожидаемых условиях эксплуатации в течение назначенного ресурса и срока службы отказы с опасными последствиями, приводящие к возникновению катастрофической ситуации, оценивались за час налета ВС как события, практически невероятные. Подтверждение выполнения этого требования должно проводиться на основе анализа конкретной схемы и реальной конструкции, материалов статистической оценки надежности подобных конструкций за длительный период эксплуатации, а также результатов испытаний данной конструкции.



860. При ожидаемых условиях - эксплуатации вспомогательного двигателя как на установившихся режимах, так и при переменных процессах, допускаемых конструкцией вспомогательного двигателя и его автоматики, и при резком (в течение 0,5 - 1 секунды) уменьшении или прекращении отбора воздуха с его максимальной величины во вспомогательном двигателе не должен возникать помпаж компрессора. Помпаж, возникающий в полете в результате непредвиденных факторов (например, появления маловероятной неисправности вспомогательного двигателя, возможные ошибки экипажа), не должен приводить к отказам вспомогательного двигателя с опасными последствиями.

861. Вспомогательный двигатель должен быть защищен от недопустимого повышения температуры газа в случае разгерметизации системы отбора воздуха, а также от недопустимого превышения частоты вращения роторов в случае быстрого прекращения отбора мощности в аварийных случаях.

862. Как работающий, так и неработающий вспомогательный двигатель в полете должен выдерживать вибрации и перегрузки, оговоренные в технической документации.

863. Допустимая частота вращения ротора вспомогательного газотурбинного двигателя при авторотации в полете и перед запуском (на земле и в полете) должна быть указана в технической документации.

Если на вспомогательном двигателе обратная авторотация ротора не допускается, то это должно быть указано в технической документации.

864. В технической документации должны быть оговорены требования по потерям давления во входных и выходных каналах, допустимым пульсациям давления и подогреву воздуха, неравномерностям полей давлений и температур на входе во вспомогательный двигатель, при которых гарантируется его нормальная работа.

865. Должен быть проведен анализ причин и последствий функциональных отказов вспомогательного газотурбинного двигателя с учетом истории доводки вспомогательного двигателя и опыта эксплуатации его прототипа или аналога. По отказам, которые могут иметь опасные последствия, должно быть показано, что в конструкции, технологии изготовления и документации по техническому обслуживанию вспомогательного двигателя предусмотрены специальные меры:

- 1) по предотвращению таких отказов;
- 2) по своевременному выявлению и устранению дефектов и повреждений вспомогательного двигателя, которые могут привести к возникновению отказов с опасными последствиями.

При таком анализе отказов должно быть показано выполнение требований.

866. Должна обеспечиваться взаимозаменяемость вспомогательного газотурбинного двигателя в их ожидаемых компоновках на ВС. При этом допускается перестановка отдельных агрегатов или других элементов конструкции вспомогательного двигателя.

867. Детали вспомогательного газотурбинного двигателя, отказ которых может создать опасные последствия, должны маркироваться так, чтобы можно было, используя техническую документацию, получить необходимые сведения об изготовлении этих деталей. В технической документации на изготовление этих деталей должен предусматриваться повышенный объем их контроля.

868. При противопожарной защите вспомогательного газотурбинного двигателя на вспомогательном двигателе должны быть предусмотрены:

1) конструктивные меры, предупреждающие возникновение и распространение пожара;

2) дренажи для исключения скопления горючих жидкостей и их паров в тех местах на вспомогательном двигателе, где возможно их возгорание;

3) устройства экстренного выключения вспомогательного двигателя.

На вспомогательном двигателе должны быть выполнены огнестойкими или защищены от воздействия высоких температур следующие элементы:

элементы органов управления выключением двигателя;

трубопроводы или емкости (баки), содержащие топливо, масло или их пары;

электропровода системы управления органами средств выключения двигателя и других систем, которые признаны необходимыми для обеспечения контроля за вспомогательным двигателем во время пожара и после пожара;

воздухопроводы, разрушение которых от действия высоких температур при пожаре может привести к подаче воздуха в отсек размещения вспомогательного газотурбинного двигателя.

В компоновке вспомогательного двигателя должны быть предусмотрены:

размещение агрегатов масляной и топливной систем, по возможности, вне горячей части вспомогательного двигателя;

отвод воздуха из полостей суфлирования масляной системы не в отсек размещения вспомогательного двигателя, а в атмосферу.

#### **Параграф 4. Прочность**

869. Статические и динамические напряжения, деформация и нагрузки в деталях вспомогательного двигателя, а также вибрации в местах его подвески и крепления агрегатов не должны при данных особенностях конструкции, используемых материалах и принятой технологии изготовления превышать значения, установленные с учетом опыта эксплуатации и результатов специальных испытаний.

870. Обрыв рабочей лопатки компрессора или турбины, а также вторичные явления, возникающие в результате ее обрыва (разрушение других лопаток, увеличение дисбаланса ротора, местное повышение температуры), не должны вызывать опасных последствий.

871. Диски роторов вспомогательного газотурбинного двигателя, для которых при их разрушении не обеспечена локализация обломков внутри корпусов вспомогательного двигателя, должны обладать достаточной прочностью, чтобы противостоять не только максимальным эксплуатационным, но и возможным в ожидаемых условиях эксплуатации повышенным механическим и тепловым нагрузкам.

872. Элементы роторов, не удерживаемые при разрушении корпусами вспомогательного двигателя (диски, валы), должны подвергаться неразрушающему контролю на всех этапах производства согласно указаниям технологической документации, в том числе контролю механических свойств материала на образцах, вырезанных из прибыльной части каждой заготовки.

873. Путем анализа отказов и при необходимости соответствующими испытаниями должно быть показано, что разрушение валов турбины или компрессора, их расщепление и смещение относительно прилегающих деталей либо не приводит к отказам с опасными последствиями, либо практически невероятно.

## **Параграф 5. Материалы**

874. Материалы, применяемые для изготовления вспомогательного газотурбинного двигателя, должны удовлетворять требованиям пункта 869 настоящих Норм.

875. Выбор материалов для деталей проточной части компрессоров из титановых сплавов должен производиться с учетом требований. Для новых материалов на основе титана специальными испытаниями на образцах или элементах конструкции вспомогательного газотурбинного двигателя должно быть подтверждено отсутствие их самоподдерживающегося горения (требованиям пункта 869 настоящих Норм).

## **Параграф 6. Ресурсы**

876. Конструкция вспомогательного газотурбинного двигателя должна в течение определенного времени эксплуатации (назначенного ресурса) выдерживать без разрушений, угрожающих безопасности полета, воздействие повторяющихся в эксплуатации нагрузок.

При сертификации вспомогательного двигателя "до установки на ВС" устанавливаются начальный назначенный ресурс вспомогательного газотурбинного двигателя (его основных деталей) и начальный ресурс вспомогательного двигателя до первого капитального ремонта в соответствии с ожидаемыми условиями эксплуатации.

877. Ресурсы подтверждаются испытаниями вспомогательного двигателя и его основных деталей.

878. Ресурсы агрегатов и комплектующих изделий устанавливаются на основании их испытаний в системе вспомогательного двигателя, а также автономных испытаний на специальных установках.

## **Параграф 7. Надежность**

879. При использовании в аварийных ситуациях вероятность не запуска вспомогательного газотурбинного двигателя в полете, а также вероятность его выключения после запуска в полете не должны превышать  $10^{-4}$ .

880. В случаях если суммарная наработка вспомогательного двигателя (в часах или по числу запусков) недостаточна для подтверждения требования, надежность вспомогательного газотурбинного двигателя подтверждается расчетом по экспериментально определенным показателям безотказности элементов и (или) функциональных систем вспомогательного газотурбинного двигателя.

Определение показателей безотказности элементов вспомогательного двигателя должно производиться по сумме наработки и отказов в автономных испытаниях элементов и при их работе в системе вспомогательного двигателя при ресурсных стендовых и при летных испытаниях.

## **Параграф 8. Топливная система вспомогательного газотурбинного двигателя**

881. Топливная система вспомогательного газотурбинного двигателя должна удовлетворять требованиям пункта 858 настоящих Норм.

882. Топливо должно подаваться к форсункам насосом (насосами) высокого давления, приводимым от вспомогательного газотурбинного двигателя (или другого энергетического устройства). Полная производительность насоса должна быть не менее максимальной потребной для нормальной работы вспомогательного газотурбинного двигателя при максимальном предусмотренном технической документацией отборе мощности во всех ожидаемых условиях эксплуатации. При наличии двух насосов каждый из них должен иметь независимый привод;

отказ одного насоса не должен влиять на привод или характеристики другого насоса.

883. Во всасывающей магистрали основного топливного насоса (насосов) высокого давления должен устанавливаться фильтр с пропускной способностью и тонкостью очистки согласно требованиям пункта 870 настоящих Норм.

884. Вспомогательный газотурбинный двигатель должен запускаться и работать на тех же топливах, что и маршевые двигатели.

885. Конструкция топливных фильтров должна обеспечивать:

1) требуемый расход топлива через перепускной предохранительный клапан в случае засорения фильтрующего элемента механическими примесями или льдом, образующимся в результате замерзания воды, содержащейся в топливе. Фильтр должен оборудоваться сигнализатором максимального перепада давления на фильтре;

2) необходимую степень фильтрации в течение максимальных сроков, предусмотренных для осмотров и очистки фильтров, при работе на топливе с заданным уровнем загрязнения механическими примесями и свободной водой.

#### **Параграф 9. Масляная система вспомогательного газотурбинного двигателя**

886. Агрегаты и элементы масляной системы должны удовлетворять требованиям пункта 858 настоящих Норм.

887. Вспомогательный газотурбинный двигатель должен работать на тех же марках масел, что и маршевые двигатели.

Потребный запас масла в баке при заполненной системе должен определиться суммой:

1) количества масла, расходуемого за полет в соответствии с часовым расходом масла, указанным в технической документации, но не менее шестикратного часового расхода;

2) минимального допустимого количества масла, необходимого для обеспечения стабильной циркуляции масла через вспомогательный газотурбинный двигатель на всех режимах его работы;

3) количества масла, которое должно оставаться в специальном отсеке бака для подачи к агрегатам регулирования вспомогательного газотурбинного двигателя при возможных отрицательных перегрузках;

4) количества масла, находящегося в баке ниже среза маслозаборника.

888. Масляный бак должен иметь:

1) заливную горловину и устройство с краном нажимного самоконтращегося типа для слива масла из бака;

2) клапан для закрытой дистанционной заправки маслом под давлением с устройством, предотвращающим переполнение бака при заправке, и штуцером, имеющим стандартные размеры;

3) легкоъемную крышку заливной горловины;

4) съемный сетчатый фильтр в заливной горловине с толщиной фильтрации 0,2 мм;

5) устройство для измерения количества масла в баке и средства сигнализации минимально допустимого уровня масла в баке;

6) незаполняемый маслом (расширительный) объем не менее 20 % объема бака;

7) конструкцию, исключаящую возможность скопления в заливной горловине и вблизи нее остатков масла после заправки;

8) трафарет вблизи заливной горловины с указанием емкости бака и словом "масло" ;

9) устройство, обеспечивающее поступление масла во вспомогательный двигатель и суфлирование внутренней полости при перегрузках и эволюциях, возможных в

ожидаемых условиях эксплуатации, если не допускается кратковременная работа вспомогательного газотурбинного двигателя без подачи масла.

#### **Параграф 10. Системы охлаждения регулирования и управления**

889. Система охлаждения вспомогательного газотурбинного двигателя должна удовлетворять параграфу 3 главы 12 настоящих Норм.

890. Система регулирования и управления вспомогательного газотурбинного двигателя должна удовлетворять требованиям пункта 859 настоящих Норм.

891. Вспомогательный газотурбинный двигатель должен быть оснащен системой автоматического регулирования и управления, которая должна обеспечивать в ожидаемых условиях эксплуатации выполнение следующих функций:

- 1) запуск и выключение вспомогательного газотурбинного двигателя;
- 2) автоматическое поддержание регулируемых параметров в соответствии с заданной программой регулирования при заданной точности на всех режимах и при возможных изменениях внешних условий и температуры рабочего тела, применяемого в регулирующих устройствах;
- 3) плавный переход с режима на режим с изменением регулируемых параметров в пределах, оговоренных в технической документации;
- 4) прямое или косвенное ограничение предельных параметров вспомогательного газотурбинного двигателя (температуры газа, частоты вращения).

#### **Параграф 11. Системы запуска и отбора воздуха, противообледенительная система**

892. Система запуска вспомогательного газотурбинного двигателя должна удовлетворять требованиям пункта 859 настоящих Норм.

893. Система запуска должна быть автоматизированной и удовлетворять следующим требованиям:

- 1) включаться путем воздействия на управляющий орган (пусковую кнопку, тумблер);
- 2) обеспечивать автоматический процесс нормального запуска до выхода вспомогательного газотурбинного двигателя на режим холостого хода (малого газа) без выполнения каких-либо дополнительных ручных операций;
- 3) автоматически отключаться и автоматически подготавливаться к следующему запуску.

894. Система отбора воздуха должна удовлетворять требованиям пункта 859 настоящих Норм.

895. Противообледенительная система вспомогательного газотурбинного двигателя должна удовлетворять требованиям. Противообледенительная система на

вспомогательном двигателе может не применяться, если будет показано, что при ожидаемых компоновках вспомогательного газотурбинного двигателя на ВС в ней нет необходимости.

#### **Параграф 12. Система защиты от перегрева турбины**

896. На вспомогательном газотурбинном двигателе должна быть предусмотрена автоматическая система защиты от перегрева турбины. Система должна обеспечивать сохранение работоспособного состояния вспомогательного двигателя, не допуская его работы с температурой газа, превышающей допустимое значение.

Превышение допустимого значения температуры газа должно исключаться автоматическим переводом вспомогательного газотурбинного двигателя на пониженный режим или его выключением.

897. Допускается отключение автоматической системы, если защита от перегрева турбины в этом случае обеспечена другими средствами или способами и это оговорено в Руководстве по технической эксплуатации.

#### **Параграф 13. Камера сгорания вспомогательного газотурбинного двигателя, гидроприводы, агрегаты и их приводы**

898. Камера сгорания вспомогательного газотурбинного двигателя должна удовлетворять требованиям пункта 859 настоящих Норм.

899. Гидроприводы, устанавливаемые на вспомогательном газотурбинном двигателе, должны удовлетворять требованиям пункта 859 настоящих Норм.

900. Агрегаты вспомогательного газотурбинного двигателя и их приводы должны удовлетворять требованиям пункта 859 настоящих Норм, а электрические генераторы переменного и постоянного тока – требованиям параграфа 1 главы 17.

#### **Параграф 14. Аппаратура контроля и сигнализации**

901. На вспомогательном газотурбинном двигателе в соответствии с действующей нормативно-технической документацией должна быть установлена аппаратура контроля, обеспечивающая проверку исправности вспомогательного газотурбинного двигателя и прогнозирование его технического состояния. Перечень контролируемых параметров должен быть указан в Руководстве по технической эксплуатации.

902. Вспомогательный газотурбинный двигатель должен быть оснащен средствами обнаружения механических повреждений для выявления отказов на ранних стадиях их развития и определения технического состояния вспомогательного двигателя в эксплуатации. Эти средства должны включать:

1) магнитные пробки в масляной системе и удобно расположенные сливные краны периодического отбора масла для анализа на содержание в нем железа и других металлов;

2) устройства (окна, люки) для периодического осмотра деталей газозвдушного тракта с помощью оптических, ультразвуковых, вихретоковых и других приборов зондового типа.

Количество и размещение окон и люков должно быть выбрано так, чтобы была обеспечена возможность оценки состояния рабочих лопаток ступеней компрессора, турбины, поверхности камеры сгорания и других элементов конструкций по перечню, указанному в Руководстве по технической эксплуатации;

3) датчики для контроля технического состояния и обнаружения возможных отказов вспомогательного газотурбинного двигателя.

Соответствующий перечень датчиков должен быть представлен в Руководстве по технической эксплуатации.

903. Датчики должны размещаться на вспомогательном двигателе так, чтобы:

1) точки отбора давления находились в напорном участке магистрали после фильтра, если последний предусмотрен в системе;

2) точки отбора параметра для его измерения и воздействия на рейдирующие устройства находились на участке тракта, обеспечивающем равноценное воздействие на измерительные и регулирующие устройства;

3) электрические провода датчиков были надежно защищены от возможных повреждений и размещались в безопасных от повреждения местах на вспомогательном газотурбинном двигателе.

904. Вблизи каждого ответвления магистрали к контрольно-измерительным приборам рекомендуется предусматривать устройства, ограничивающие утечку жидкости в случае разрушения трубопроводов.

905. Должен быть представлен перечень аппаратуры и приборов, необходимых для контроля, регулирования и управления вспомогательным газотурбинным двигателем. Должны быть также указаны потребные пределы точности измерений этой аппаратурой и приборами. Соответствующим образом должны учитываться разрешающая способность и точность аппаратуры и приборов, зависящие от их размеров.

906. На вспомогательном газотурбинном двигателе должны быть установлены датчики измерения следующих параметров:

1) частоты вращения роторов;

2) температуры газа;

3) температуры масла на входе (или выходе) вспомогательного газотурбинного двигателя.



На вспомогательном газотурбинном двигателе могут осуществляться дополнительные измерения параметров, которые признаны необходимыми. Во вспомогательном двигателе должно быть предусмотрено устройство для объективного учета его наработки.

907. Вспомогательный газотурбинный двигатель должен быть оборудован устройствами, необходимыми для сигнализации:

- 1) минимального давления масла;
- 2) минимального остатка масла в масляном баке;
- 3) максимального допустимого перепада давления топлива на топливном фильтре;
- 4) максимальной допустимой частоты вращения ротора (роторов);
- 5) превышения максимальной температуры газа;
- 6) превышения допустимого уровня вибраций.

Могут устанавливаться также другие сигнализаторы, если это будет признано необходимым.

908. В Руководстве по технической эксплуатации должны быть включены рекомендации по действиям экипажа при срабатывании средств сигнализации, установленных на вспомогательном двигателе.

909. Трубопроводы, разъемы и соединения, применяемые на вспомогательном газотурбинном двигателе, должны удовлетворять требованиям **пункта 858** настоящих Норм.

#### **Параграф 15. Испытания вспомогательного газотурбинного двигателя при сертификации "до установки на ВС"**

910. При сертификации "до установки на ВС" вспомогательный газотурбинный двигатель и его детали должны удовлетворительно пройти следующие стендовые испытания:

- 1) специальные испытания;
- 2) 150-овые испытания;
- 3) испытания по установлению ресурсов.

911. Для оценки результатов всех стендовых испытаний при сертификации вспомогательного двигателя следует учитывать историю доводки вспомогательного двигателя.

912. При испытаниях в необходимых сочетаниях должны измеряться следующие параметры:

- 1) барометрическое давление, температура и влажность атмосферного воздуха;
- 2) давление заторможенного потока воздуха на входе во вспомогательный двигатель;
- 3) температура заторможенного потока воздуха на входе во вспомогательный двигатель;

4) частоты вращения роторов турбокомпрессора и свободной турбины (если она имеется);

5) давление и температура заторможенного потока воздуха на выходе из компрессора;

6) температура заторможенного потока газа за турбиной;

7) расход топлива;

8) расход отбираемого и перепускаемого воздуха;

9) давление и температура отбираемого от вспомогательного двигателя воздуха;

10) давление и температура топлива на входе в вспомогательный двигатель;

11) давление топлива перед форсунками топливного коллектора;

12) давление масла в масляной системе вспомогательного двигателя;

13) температура масла на входе в вспомогательный двигатель;

14) температура масла на выходе из вспомогательного двигателя;

15) прокачка масла;

16) расход масла;

17) вибрация корпусов вспомогательного газотурбинного двигателя;

18) положение регулируемых элементов компрессора вспомогательного двигателя;

19) ток нагрузки электрогенераторов;

20) напряжение на клеммах электрогенераторов;

21) давление охлаждающего воздуха перед электрогенераторами;

22) температура охлаждающего воздуха до и после электрогенераторов;

23) температура щеток и корпусов электрогенераторов.

В зависимости от особенностей вспомогательного газотурбинного двигателя, его систем или вида испытаний указанный перечень измеряемых параметров может изменяться.

913. Компоновка вспомогательного двигателя для 150-часовых стендовых испытаний и ресурсных испытаний должна полностью совпадать с компоновкой вспомогательного газотурбинного двигателя для государственных испытаний. Идентичность компоновки вспомогательного двигателя для специальных испытаний с компоновкой вспомогательного газотурбинного двигателя для государственных испытаний должна выдерживаться, по крайней мере, по тем элементам конструкции, которые могут оказать влияние на проверяемые характеристики или свойства вспомогательного газотурбинного двигателя и его элементов.

150-часовые стендовые испытания вспомогательного двигателя должны проводиться с воздухозаборником вспомогательного двигателя, если он предусмотрен его конструкцией. Специальные испытания, при которых должно учитываться влияние отсека расположения вспомогательного газотурбинного двигателя на его параметры, устойчивость работы компрессора (вибрационные напряжения лопаток), должны проводиться с воспроизведением ожидаемых полетных возмущений потока воздуха на

входе в компрессор (в имитаторе отсека). Испытания должны проводиться со штатным выходным устройством. В тех случаях, когда это необходимо, разрешается применение выходного устройства иной конструкции.

914. Искусственные средства увлажнения атмосферного воздуха, поступающего в компрессор вспомогательного газотурбинного двигателя, не должны применяться, за исключением специально оговоренных случаев.

915. В испытаниях должны применяться топливо и масло, указанные в технической документации на вспомогательный двигатель. Стендовые системы питания вспомогательного газотурбинного двигателя топливом и маслом должны быть оборудованы фильтрами, обеспечивающими тонкость очистки топлива и масла, предусмотренную штатными для вспомогательного газотурбинного двигателя средствами.

916. Если ожидается применение вспомогательного газотурбинного двигателя на нескольких типах ВС, маршевые двигатели которых используют неодинаковые марки топлива и масла, то все специальные стендовые испытания вспомогательного двигателя могут проводиться на одних марках топлива и масла. Работа вспомогательного газотурбинного двигателя на других марках топлива и масла должна проверяться длительными испытаниями, а также специальными испытаниями, признанными необходимыми, исходя из физикохимических свойств топлива и масла.

917. При указанных испытаниях должны быть установлены все предназначенные для вспомогательного газотурбинного двигателя регуляторы, если в требованиях к конкретным испытаниям не оговорено иное. Элементы настройки регуляторов должны быть отрегулированы перед каждым испытанием. Регулировка не должна изменяться до окончания данного испытания и выполнения всех проверок.

918. Компоновка всех систем стенда (размеры и конфигурация трубопроводов, характеристики электрических проводов, схема фильтрации, емкости систем) при испытаниях должна обеспечивать воспроизведение ожидаемых условий эксплуатации вспомогательного двигателя, зависящих от этих элементов.

919. В процессе 150-часовых испытаний, регламентируемых, разрешаются только нормальное обслуживание и мелкий ремонт вспомогательного газотурбинного двигателя. Если, в виде исключения, признано допустимым прибегнуть к значительному ремонту или замене деталей, то должны быть проведены дополнительные испытания. Содержание и условия этих дополнительных испытаний устанавливаются в зависимости от характера и объема проведенных ремонтных работ или замены деталей.

В тех случаях, когда внутри вспомогательного газотурбинного двигателя скапливаются пыль и грязь из окружающей испытательной среды, может быть допущена промывка тракта вспомогательного двигателя на некоторых этапах 150-часового испытания, но без разборки вспомогательного газотурбинного двигателя.

920. Измеренные при испытаниях вспомогательного газотурбинного двигателя параметры, значения которых зависят от атмосферных условий, для сравнения с заявленными данными должны быть приведены к стандартной атмосфере.

921. Измеренные при испытаниях вспомогательного газотурбинного двигателя величины:

1) расхода воздуха через вспомогательный двигатель и расхода отбираемого воздуха;

2) частоты вращения ротора турбины компрессора и частоты вращения дополнительного компрессора, приводимого от свободной турбины (если она имеется);

3) давления отбираемого воздуха;

4) температуры отбираемого воздуха и температуры газа за турбиной;

5) часового расхода топлива.

922. Различия в типах вспомогательного газотурбинного двигателя, системах их регулирования, конструкциях стендов и поправки на формулы подобия для конкретных вспомогательных газотурбинных двигателей могут внести коррективы в методику приведения измеренных величин к условиям стандартной атмосферы. Для приведения могут быть также использованы номограммы или графики приведения, рассчитанные и построенные с учетом типов вспомогательного газотурбинного двигателя, систем их регулирования и конструкций стендов.

923. Если в результате любого из испытаний или в результате проведенного модифицирования в конструкцию вводится какое-либо изменение, то все уже законченные испытания, на которые может повлиять введенное изменение, должны быть повторены.

924. После завершения специальных испытаний, регламентируемых в параграфе 5 главы 13 настоящих Норм вспомогательный газотурбинный двигатель, на которых они проводились, и их агрегаты, относящиеся к этим испытаниям, должны быть подвергнуты дефектации в объеме, указанном в программе или методике испытаний.

## **Параграф 16. Специальные стендовые испытания**

925. Вспомогательный газотурбинный двигатель и его детали должны удовлетворительно пройти следующие специальные испытания:

1) по проверке корпусов вспомогательного двигателя на прочность, жесткость, несущую способность и циклическую долговечность;

2) по определению вибрационных характеристик вспомогательного двигателя;

3) по проверке работоспособности вспомогательного газотурбинного двигателя при максимальных возможных в эксплуатации значениях температуры газа перед турбиной и частот вращения роторов ("горячие испытания");

4) по проверке вспомогательного двигателя на достаточность запаса газодинамической устойчивости;

5) по определению последствий разрушения лопаток компрессора и турбины вспомогательного двигателя;

6) по проверке эффективности противообледенительной системы вспомогательного двигателя;

7) по проверке пусковых свойств вспомогательного двигателя в земных условиях при различных температурах окружающего воздуха;

8) по проверке работоспособности вспомогательного двигателя при попадании в воздухозаборник посторонних предметов;

9) по проверке роторов вспомогательного двигателя на прочность;

10) по проверке роторов вспомогательного двигателя при повышенной температуре газа перед турбиной;

11) по проверке работоспособности вспомогательного двигателя со свободной турбиной при повышенном крутящем моменте;

12) по проверке топливной системы и системы автоматического регулирования вспомогательного двигателя;

13) по проверке работоспособности вспомогательного двигателя при превышении максимальной частоты вращения ротора;

14) по проверке прочности редукторов вспомогательного двигателя;

15) по проверке прочности валов вспомогательного двигателя;

16) по проверке высотного запуска вспомогательного двигателя в термобарокамере;

17) по проверке средств защиты вспомогательного двигателя при помпаже;

18) по проверке системы защиты от перегрева турбины;

19) по термометрированию основных элементов конструкции вспомогательного двигателя;

20) по проверке элементов гидравлических и пневматических коммуникаций вспомогательного двигателя на герметичность и прочность;

21) по проверке работоспособности камеры сгорания вспомогательного двигателя;

22) по определению характеристик масляной системы вспомогательного двигателя;

23) по определению высотно-скоростных характеристик вспомогательного двигателя;

24) по проверке подшипниковых опор роторов вспомогательного двигателя;

25) по проверке уровня контролепригодности вспомогательного двигателя.

Все испытания должны проводиться по программам, разработанным для каждого конкретного вспомогательного двигателя, и могут выполняться как на вспомогательном двигателе, предъявляемом на 150-часовые испытания, так и на другом экземпляре вспомогательного газотурбинного двигателя.

926. Испытания корпусов вспомогательного газотурбинного двигателя на прочность, жесткость, несущую способность и циклическую долговечность должны проводиться в соответствии с требованиями.

927. Проверка работоспособности вспомогательного газотурбинного двигателя при максимальных возможных в эксплуатации значениях температуры газа перед турбиной и частот вращения роторов ("горячие испытания").

"Горячие испытания" необходимо проводить, если в условиях нормальной эксплуатации максимальные значения температуры газа могут более чем на 20°C и частоты вращения роторов вспомогательного газотурбинного двигателя более чем на 1 % превысить их значения на максимальном (максимальном длительном) режиме, полученные в ходе 150-часовых испытаний.

Длительность "горячих испытаний" должна составлять не менее 75 часов, а суммарная наработка при максимальных возможных в эксплуатации температуре газа и частоте вращения должна быть равна суммарной наработке на максимальном и максимальном длительном режимах, установленной для 150-часовых испытаний данного вспомогательного газотурбинного двигателя.

Максимальные возможные в эксплуатации температуры газа и частоты вращения роторов следует определять по расчетным высотно-скоростным характеристикам вспомогательного газотурбинного двигателя с учетом температуры наружного воздуха, допусков на расход топлива, высоты расположения аэродромов, возможной неравномерности потока воздуха на входе в вспомогательный двигатель в ожидаемых условиях эксплуатации.

928. При проверке вспомогательного газотурбинного двигателя на достаточность запаса газодинамической устойчивости испытаниями на установившихся режимах и при переменных процессах (запуск, переход с малого газа на холостой ход, изменение нагрузки) должно быть показано, что в компрессоре вспомогательного газотурбинного двигателя и в дополнительном приводном компрессоре, приводимом от свободной турбины (если она есть), не возникает помпаж в ожидаемых условиях эксплуатации и обеспечивается достаточный запас газодинамической устойчивости.

929. Определение последствий разрушения лопаток компрессора и турбины вспомогательного газотурбинного двигателя в соответствии с требованиями пункта 858 настоящих Норм.

930. Испытания по определению последствий разрушения лопаток компрессора и турбины должны проводиться в соответствии с требованиями пункта 951 настоящих Норм.

931. При испытаниях от рабочего колеса компрессора или турбины должна отделяться одна лопатка в корневом сечении при максимально возможной в эксплуатации частоте вращения. Вспомогательный газотурбинный двигатель после обрыва лопатки должен проработать при неизменном режиме загрузки в течение периода времени, установленного анализом, но не менее 15 секунд или до самовыключения.

932. Проверка эффективности противообледенительной системы вспомогательного двигателя производится в соответствии с требованиями пункта 858 настоящих Норм.

Эффективность работы противообледенительной системы вспомогательного двигателя должна быть проверена на режимах:

- 1) малом газе (если он имеется);
- 2) холостом ходу;
- 3) максимальном длительном;
- 4) других установившихся режимах, указанных в программе.

Продолжительность испытания с работающей противообледенительной системой вспомогательного двигателя в земных условиях на каждом из режимов должна составлять:

1) 30 минут в условиях обледенения, соответствующих температуре, влажности и диаметру капель, указанных в пункте 437 настоящих Норм;

2) 5 минут в условиях обледенения, соответствующих температуре, влажности и диаметру капель, указанных в пункте 438 настоящих Норм.

Время испытаний не должно превышать времени непрерывной работы, указанного для данного режима в Руководстве по технической эксплуатации.

Допускается проведение нескольких испытаний, каждое из которых проводится при постоянной влажности, установленной для температур. Порядок и последовательность выполнения данного пункта должны указываться в программе испытаний.

После окончания проверок двигателя на режимах малого газа и холостом ходе в диапазоне температур от минус  $10^{\circ}\text{C}$  до  $0^{\circ}\text{C}$  и при величине влажности должна быть произведена проверка работы вспомогательного газотурбинного двигателя при изменении режимов (переходе от малого газа на холостой ход и с холостого хода на максимальный длительный и максимальный). Количество проверок должно быть указано в программе испытаний.

Проверка работоспособности вспомогательного газотурбинного двигателя при запаздывании включения противообледенительной системы вспомогательного двигателя и противообледенительной системы воздухозаборника должна проводиться при стендовых испытаниях на режиме малого газа или холостого хода и других установившихся режимах, предусмотренных программой испытаний, в условиях обледенения.

Запаздывание включения указанной противообледенительной системы относительно момента срабатывания штатных сигнализаторов обледенения должно составлять одну минуту.

Проверка с запаздыванием включения противообледенительной системы воздухозаборника не проводится, если показано, что в данной компоновке на ВС

попадание во вспомогательный двигатель кусков льда, оторвавшихся от воздухозаборника, невозможно.

933. При проверке пусковых свойств вспомогательного газотурбинного двигателя в земных условиях при различных температурах окружающего воздуха испытаниями по проверке запуска вспомогательного газотурбинного двигателя должны быть показаны:

1) достаточная надежность работы системы запуска вспомогательного двигателя, как от бортовых, так и от аэродромных источников питания с учетом возможных крайних отклонений в параметрах источников питания;

2) достаточность единой регулировки топливной аппаратуры для обеспечения запуска.

При проверке запуска с единой регулировкой должна быть подтверждена возможность нормального запуска вспомогательного двигателя при расходах топлива, определяемых техническими условиями на топливорегулирующую аппаратуру.

934. Проверка работоспособности вспомогательного двигателя при попадании в воздухозаборник посторонних предметов должна производиться по согласованной программе с учетом требований, изложенных в пункте 857 настоящих Норм. Испытание с забросом в воздухозаборник посторонних предметов может не проводиться, если будет доказано, что в ожидаемых условиях эксплуатации их попадание в воздухозаборник невозможно.

935. Проверка ротора и отдельных его деталей на малоцикловую усталость и длительную прочность должна производиться на вспомогательном двигателе или на специально оборудованном разгонном стенде по программам эквивалентно-циклических испытаний.

936. Проверка роторов вспомогательного двигателя при повышенной температуре газа перед турбиной должна производиться испытанием в течение 5 минут при максимальной частоте вращения и температуре газа перед турбиной, превышающей не менее чем на  $45^{\circ}\text{C}$  максимальную температуру, соответствующую максимальному или максимальному длительному режиму, если максимальный режим на вспомогательном двигателе не предусмотрен.

После испытания состояние деталей ротора вспомогательного двигателя должно подтвердить пригодность их для дальнейшей эксплуатации. У вспомогательного двигателя, имеющего более одного ротора, каждый ротор должен пройти испытание при соответствующей высокой температуре газа перед турбиной. Данное испытание может быть заменено испытанием или совмещено с ним, если будет показано, что условия этих испытаний по воздействию температурных и временных факторов на горячие детали турбины более жестки или, по крайней мере, эквивалентны указанным условиям.



937. При проверке работоспособности вспомогательного газотурбинного двигателя со свободной турбиной при повышенном крутящем моменте, вспомогательный двигатель со свободной турбиной должен пройти испытания либо при максимальном допустимом крутящем моменте на валу свободной турбины, либо при крутящем моменте, превышающем на 3 % максимальный заявленный крутящий момент (в зависимости от того, какой больше).

Испытания при повышенном крутящем моменте могут проводиться как часть 150-часовых испытаний, регламентируемых, или как специальные стендовые испытания. Испытания можно не проводить, если представлены доказательства, полученные из других экспериментов, заменяющих эти испытания. Такие доказательства могут быть получены из результатов испытаний вспомогательного двигателя в целом или равноценных им испытаний отдельных групп его элементов.

Испытания должны проводиться на стенде, оборудованном тормозным устройством, при работе вспомогательного газотурбинного двигателя на режиме, на котором возможно получение требуемого повышенного крутящего момента на валу свободной турбины, и при наибольшей возможной с таким крутящим моментом частоте вращения ротора свободной турбины. Если при максимальной частоте вращения не достигается повышенный крутящий момент, то испытания следует проводить при той частоте вращения, при которой возможно получение такого крутящего момента. Температура газа на входе в свободную турбину должна быть равной максимальной для максимального или максимального длительного режима в зависимости от того, на каком из указанных режимов температура газа больше, а температура масла на входе в вспомогательный двигатель должна быть установлена исходя из наиболее тяжелых условий работы подшипников свободной турбины.

Испытания при повышенном крутящем моменте должны состоять из:

1) непрерывной работы вспомогательного газотурбинного двигателя на режиме, соответствующем примерно 75 % от мощности максимального длительного режима, в течение 5 минут;

2) работы вспомогательного газотурбинного двигателя (непрерывными циклами продолжительностью не менее 3 минут каждый на одном из режимов в течение 15 минут.

При испытаниях должны измеряться параметры, а также температура подшипников свободной турбины.

Результаты испытаний признаются удовлетворительными, если дефектация деталей после испытаний свидетельствует о пригодности их для дальнейшего использования.

938. Проверка топливной системы и системы автоматического регулирования вспомогательного двигателя должна производиться в соответствии с требованиями.

Должны быть проведены испытания, подтверждающие работоспособность топливной системы вспомогательного двигателя при указанных в технической

документации тонкости очистки, максимальных и минимальных давлениях и температурах топлива на входе в вспомогательный двигатель в ожидаемых условиях эксплуатации. Должно быть показано также, что работоспособность топливной системы и системы автоматического регулирования вспомогательного двигателя сохраняется при отсутствии очистки топлива в топливном фильтре в течение времени, равного не менее половины максимальной продолжительности полета по типовому профилю. Все испытания могут проводиться на отдельных агрегатах, системах или на вспомогательном двигателе.

Должна быть подтверждена работоспособность агрегатов системы автоматического регулирования при резком нагружении вспомогательного газотурбинного двигателя (включение электрогенераторов, отбора воздуха), а также резком снятии нагрузки без недопустимого превышения, колебания или провала регулируемых параметров, определяющих работоспособность вспомогательного двигателя и его системы автоматического регулирования.

939. При проверке работоспособности вспомогательного газотурбинного двигателя при превышении максимальной частоты вращения ротора, для подтверждения работоспособности вспомогательного двигателя, в случае возможного в эксплуатации кратковременного превышения заявленной максимальной частоты вращения ротора (роторов), должны быть проведены специальные испытания при частоте вращения, равной 103 % от максимальной частоты вращения.

Суммарная наработка на режиме с такой частотой вращения (103 %) должна составлять 15 минут циклами по 3 минуты непрерывно, с выдержкой вспомогательного двигателя между циклами в течение 2,5 минут на режиме холостого хода.

Испытания должны проводиться при максимальной допустимой в эксплуатации температуре газа перед турбиной и максимальной температуре входящего в вспомогательный двигатель масла. Для получения необходимой температуры газа допускается изменять, например, проходные сечения сопловых аппаратов. Если вследствие ограничений по расходу топлива необходимая частота вращения получается не при максимальной температуре газа перед турбиной, то испытания должны проводиться при самой высокой возможной температуре газа перед турбиной, обеспечивающей необходимую для испытаний частоту вращения.

У вспомогательного газотурбинного двигателя, имеющих несколько роторов, каждый ротор проверяется с превышением соответствующей максимальной частоты вращения данного ротора.

Результаты испытаний оцениваются положительно, если показано, что:

1) при превышении максимальной частоты вращения ротора (роторов) отсутствуют предпосылки к отказам с опасными последствиями;

2) дефектация деталей вспомогательного двигателя, прошедшего испытания, свидетельствует о возможности их дальнейшей эксплуатации.

940. При проверке прочности редукторов вспомогательного двигателя, испытаниями должна быть проверена прочность элементов редукторов вспомогательного газотурбинного двигателя (пускового устройства, коробки приводов агрегатов), поломка которых может привести к отказам с опасными последствиями. Проверка прочности элементов редукторов (зубчатых передач, валов, шлицевых соединений, муфт) должна проводиться при максимальном крутящем моменте или другой наиболее критической нагрузке, возможной в эксплуатации.

При испытаниях должно быть воспроизведено время действия указанных нагрузок в эксплуатации за ресурс.

Если нагрузки на отдельные элементы конструкций редукторов отличаются от тех, которые действуют при максимальном крутящем моменте, то испытания должны включать дополнительные проверки с воспроизведением действия повышенных нагрузок на эти элементы в течение ресурса.

Прочность редукторов должна быть подтверждена удовлетворительными результатами:

- 1) стендовых испытаний редукторов;
- 2) 150-часовых стендовых испытаний вспомогательного газотурбинного двигателя;
- 3) стендовых испытаний редукторов в компоновке вспомогательного газотурбинного двигателя по программе эквивалентно-циклических испытаний.

Результаты испытаний признаются удовлетворительными, если у деталей редукторов после испытаний отсутствуют дефекты, препятствующие их дальнейшей эксплуатации:

недопустимые износы, надиры, наклепы и другие дефекты поверхностей сопряжения;

раскатка беговых дорожек, поломка сепараторов и другие недопустимые повреждения подшипников;

трещины на несущих деталях конструкции;

недопустимые отклонения в погрешностях основного шага и эвольвентограмме зубчатых соединений.

941. Прочность валов роторов и валов приводов агрегатов должна быть определена для наиболее тяжелого режима работы валов и подтверждена на основании:

- 1) исследований вибрационного состояния валов роторов;
- 2) анализа результатов специальных испытаний;
- 3) проверки прочности и работоспособности валов при 150-часовых стендовых испытаниях вспомогательного газотурбинного двигателя;
- 4) анализа последствий отказов, наблюдавшихся в процессе доводки и опытной эксплуатации вспомогательного газотурбинного двигателя данного типа или эксплуатации другого вспомогательного двигателя сходной конструкции.

Вибрационная нагруженность валов роторов должна определяться тензометрированием при стендовых испытаниях вспомогательного газотурбинного двигателя во всем диапазоне режимов его работы от малого газа (или холостого хода) до максимального длительного и максимального.

При обнаружении режимов с повышенным по условиям прочности уровнем переменных напряжений должно быть проведено испытание на усталостную прочность с целью определения предела выносливости вала.

Испытания валов на усталость должны проводиться при совокупности нагрузок, действующих на них в полете. В отдельных случаях для испытаний может быть выбрана основная нагрузка, определяющая прочность вала. Влияние на усталостную прочность остальных нагрузок может оцениваться расчетным путем.

В тех случаях, когда это признано допустимым, поправки к значению предела выносливости материала вала на действия асимметрии цикла нагружения и температуры могут вноситься по результатам исследования образцов.

В отдельных случаях предел выносливости вала может быть оценен по результатам испытаний валов аналогичных конструкций.

942. При проверке высотного запуска вспомогательного газотурбинного двигателя в термобарокамере, в термобарокамере должны быть проверены границы высотного запуска вспомогательного двигателя с единой регулировкой топливной аппаратуры, с раскруткой ротора пусковым устройством. Установление области нормального запуска должно проводиться на вспомогательном двигателе, имеющем возможно большую наработку, например, после длительных испытаний. Испытаниями должна быть подтверждена возможность нормального запуска вспомогательного двигателя при наличии достаточного запаса по пределам регулирования расхода топлива.

943. При проверке средств защиты вспомогательного газотурбинного двигателя при помпаже, если вспомогательный двигатель оборудован системой защиты при помпаже, то испытания по проверке работы системы должны проводиться в соответствии с требованиями настоящих Норм.

944. При проверке системы защиты от перегрева турбины, для подтверждения надежности срабатывания системы защиты от перегрева турбины должно быть проведено специальное испытание с имитацией превышения температуры газа перед турбиной на режимах, на которых система защиты должна вступать в работу.

Статистикой и испытаниями должно быть показано, что ложные срабатывания системы защиты от перегрева турбины маловероятны.

945. Испытания по термометрированию деталей должны проводиться в соответствии с требованиями и положениями настоящих Норм.

Должно быть проведено термометрирование компрессора, камеры сгорания, турбины, выходного устройства и валов для определения температуры основных

деталей и оценки отсутствия опасных местных перегревов конструкции этих элементов на установившихся режимах и при переменных процессах.

Конкретный перечень деталей, подлежащих термометрированию, устанавливается программой испытаний. Термометрированию подлежат:

1) по компрессору - корпуса, диски и другие элементы последних ступеней ( уточняется программой испытаний);

2) по камере сгорания - кожух, стенки фронтальной части и жаровых труб;

3) по турбине - лопатки сопловых аппаратов, кольца сопловых аппаратов, рабочие лопатки каждой ступени ротора, диски, опоры роторов турбины, детали корпуса, определяющие прочность и радиальные зазоры между корпусом и лопатками турбины. Измерение температуры деталей и температурных полей на установившихся режимах должно производиться после прогрева вспомогательного газотурбинного двигателя в соответствии с Руководством по технической эксплуатации.

Измерение температуры деталей при переменных процессах должно быть выполнено на прогретом и непрогретом вспомогательном двигателе.

946. При проверке работоспособности камеры сгорания вспомогательного газотурбинного двигателя, режимы работы вспомогательного двигателя, а также условия проведения испытаний с учетом профилей, высот и скоростей полета ВС должны быть указаны в программе испытаний конкретного типа вспомогательного двигателя.

947. Испытания по определению характеристик масляной системы вспомогательного двигателя должны проводиться в соответствии с требованиями и положениями.

Испытания масляной системы должны предусматривать проведение следующих работ:

1) определение прокачки масла и теплоотдачи в масло;

2) проверку ухода масла из бака вспомогательного двигателя;

3) проверку обеспеченности подачи масла в двигатель и его откачки с допустимыми давлениями и температурами, в том числе при минимальном и максимальном количестве масла в баке, допустимых по Руководству по технической эксплуатации ( высотность маслосистемы);

4) проверку достаточности объема масляного бака и запаса масла в нем для работы в течение половины времени полета максимальной продолжительности и дальности и соответствия расхода масла заданным требованиям пункта 858 настоящих Норм;

5) термометрирование основных деталей масляной системы и деталей вспомогательного газотурбинного двигателя, омываемых маслом;

6) проверку отсутствия выброса масла в газоздушный тракт вспомогательного двигателя;

7) проверку работоспособности системы при запусках вспомогательного двигателя в условиях отрицательных температур;

8) проверку работоспособности системы суфлирования бака при максимальном допустимом количестве масла в баке;

9) проверку работоспособности элементов сигнализации и контроля работы масляной системы.

Должно быть показано, что указанные характеристики масляной системы вспомогательного двигателя соответствуют заданным в технической документации.

В случае невозможности выполнения указанных проверок в стендовых условиях допускается проведение их при летных испытаниях на летающей лаборатории.

Определение прокачки масла и теплоотдачи в масло должно производиться на режимах: максимальном, максимальном длительном, холостого хода (малого газа) при температурах масла, оговоренных в технической документации, при минимальном и максимальном давлениях масла.

Прокачку масла и теплоотдачу в масло следует определять по измерениям, проведенным через 5 минут после выхода двигателя на заданный режим работы при заданной температуре и давлении масла.

При испытаниях для определения ухода масла во вспомогательный двигатель должен быть измерен уровень масла в баке (с учетом теплового расширения масла):

при запусках вспомогательного газотурбинного двигателя - до запуска и после 5 минут работы на режиме холостого хода (малом газе);

при работе вспомогательного газотурбинного двигателя на основных режимах - перед выходом на режим и после 5 минут работы на режиме;

в течение суток после выключения вспомогательного газотурбинного двигателя - через каждые два часа в течение первых восьми часов и через 8-10 часов в последующее время.

Термометрирование деталей вспомогательного газотурбинного двигателя, омываемых маслом, и масляной системы должно быть проведено в следующем объеме:

при работе вспомогательного газотурбинного двигателя на установившихся режимах малого газа, холостого хода, максимальном длительном и максимальном при следующих условиях:

при максимальной температуре масла и атмосферной температуре воздуха на входе во вспомогательный двигатель;

при температурах масла, топлива и воздуха, максимально возможных в эксплуатации.

При отсутствии средств подогрева воздуха на входе во вспомогательный двигатель допускается дополнительный подогрев масла или ограничение его охлаждения в масляном теплообменнике;

после выключения вспомогательного газотурбинного двигателя в течение 3-5 часов от момента выключения:

с режима малого газа и (или) холостого хода с охлаждением вспомогательного газотурбинного двигателя на данном режиме в соответствии с Руководством по технической эксплуатации перед его выключением;

с режима малого газа и (или) холостого хода без охлаждения вспомогательного газотурбинного двигателя;

с максимального и максимального длительного режимов без охлаждения вспомогательного двигателя (для имитации экстренного выключения).

Предусмотренное термометрирование и измерение параметра работы вспомогательного газотурбинного двигателя следует производить:

при испытаниях на каждом из режимов в течение не менее 5 минут;

при испытаниях в течение одного часа после выключения непрерывно, а затем по 2-3 минуты через каждые 15-30 минут до момента, когда температура деталей, омываемых маслом, снизится до  $50^{\circ}\text{C}$ .

Кроме перечисленных должны измеряться следующие параметры:

перепад давления на фильтроэлементе масляного фильтра;

давление воздуха в масляных полостях опор роторов;

перепад давления на уплотнениях масляных полостей опор роторов;

температуры масла и топлива на входе в теплообменник и на выходе из него, если он предусмотрен конструкцией вспомогательного двигателя;

уровень масла в масляном баке;

давление воздуха в системе суфлирования.

948. Испытания по определению высотно-скоростных характеристик вспомогательного газотурбинного двигателя должны быть проведены с целью:

1) подтверждения соответствия основных данных вспомогательного газотурбинного двигателя в расчетных условиях согласно технической документации;

2) определения основных данных вспомогательного газотурбинного двигателя в диапазоне высот и скоростей, соответствующих условиям его работы по технической документации.

В случае невозможности экспериментального подтверждения высотно-скоростных характеристик вспомогательного газотурбинного двигателя в термобарокамере проверки должны быть выполнены в летных испытаниях налетающей лаборатории или ВС.

Испытания должны проводиться на стенде с моделированием высотно-скоростных условий полета путем подачи в вспомогательный двигатель воздуха с параметрами заторможенного потока, равными соответствующим параметрам воздуха на входе в вспомогательный двигатель при его работе в ожидаемых условиях эксплуатации, и

отсоса газа за выходным устройством вспомогательного двигателя до получения давления, равного атмосферному давлению на заданной высоте полета. Температура воздуха, окружающего вспомогательный двигатель при испытаниях, должна выдерживаться близкой к температуре воздуха на входе в вспомогательный газотурбинный двигатель.

Кроме параметров, указанных в пункте 1006 настоящих Норм при определении высотно-скоростных характеристик вспомогательного газотурбинного двигателя должны измеряться:

поля давлений и температур заторможенного потока воздуха в сечении на входе в вспомогательный двигатель;

среднее статическое давление в том же сечении на входе в вспомогательный двигатель и в выходном сечении выходного устройства;

температура заторможенного потока газа за турбиной;

влажность поступающего во вспомогательный двигатель воздуха, определяемое весовым содержанием водяных паров в 1 кг сухого воздуха. Препарировка вспомогательного двигателя и стенда не должна оказывать значительного влияния на параметры вспомогательного двигателя. При необходимости влияние препарировки на параметры вспомогательного двигателя может быть учтено специальными стендовыми испытаниями.

Объем и виды определяемых характеристик вспомогательного двигателя должны устанавливаться программой его испытаний.

До и после проведения испытаний по определению характеристик в расчетных условиях полета должны быть определены контрольные характеристики вспомогательного двигателя в наземных статических условиях и проверена их идентичность.

949. При проверке подшипниковых опор роторов вспомогательного газотурбинного двигателя, должны быть произведены измерения осевых сил, действующих на подшипники роторов на установившихся режимах и при переменных процессах, и оценено их соответствие динамической грузоподъемности подшипников. В тех случаях, когда измерение осевых сил невозможно, допускается их расчетное определение на основе измерений соответствующих давлений.

150-часовыми испытаниями вспомогательного двигателя должна быть проверена достаточность прокачки масла через подшипники опор ротора для отвода выделяющегося в них тепла и смазывания, что оценивается по состоянию подшипников при дефектации вспомогательного двигателя.

950. Проверка уровня контролепригодности вспомогательного двигателя должна проводиться:

1) путем анализа соответствующей проектной документации;



2) путем анализа материалов, включающих данные о работе средств контроля, установленных на вспомогательном двигателе.

Проверка установленных на вспомогательном двигателе средств контроля должна включаться в программу 150-часовых стендовых испытаний.

При проверке уровня контролепригодности должны быть оценены:

полнота технической документации по контролепригодности;

правильность выбора параметров для контроля и обеспеченность вспомогательного двигателя соответствующими средствами контроля;

эффективность конструктивных мероприятий по обеспечению контролепригодности вспомогательного двигателя;

работоспособность и надежность датчиков и других средств контроля, установленных на вспомогательном двигателе;

сопрягаемость наземных средств контроля с соответствующими средствами контроля на вспомогательном двигателе (по используемым стыковочным элементам, кабелям, переходникам).

Средства контроля, установленные на вспомогательном двигателе, признаются удовлетворительными, если они обеспечивают:

надежный контроль работы вспомогательного двигателя в эксплуатации;

выявление неисправностей на ранней стадии их возникновения и развития;

получение информации о состоянии проточной части и работе систем вспомогательного двигателя, необходимой для эксплуатации "по техническому состоянию".

Для вспомогательного двигателя, предназначенных для эксплуатации на ВС, оборудованном комплексными системами контроля, оценка удовлетворительности средств контроля может производиться при испытаниях со стендовой аппаратурой.

## **Параграф 17. 150-часовые стендовые испытания**

951. Вспомогательный газотурбинный двигатель должен пройти 150-часовые стендовые испытания для проверки его надежности и пригодности к летной эксплуатации по программе с выполнением общих требований. При наличии у вспомогательного двигателя особенностей в конструкции, схеме регулирования, характеристиках, в условиях применения программа испытаний может изменяться.

952. Должны быть проведены следующие подготовительные работы, являющиеся частью 150-часовых испытаний:

1) разборка вспомогательного двигателя;

2) осмотр деталей вспомогательного двигателя и его агрегатов (агрегаты, поставляемые как готовые изделия, перед испытанием не разбираются);

3) специальный контроль, микрометрический обмер деталей вспомогательного двигателя и проверка соответствия деталей технической документации;

4) проверка работы агрегатов и их характеристик.

Все агрегаты, предназначенные для вспомогательного двигателя, предъявляемого на 150-часовые испытания, должны испытываться с определением их характеристик в объеме, установленном программой;

5) сборка вспомогательного двигателя для 150-часовых испытаний.

Должны быть представлены материалы, подтверждающие соответствие испытательных стендов, оборудования и контрольно-измерительных приборов предъявляемым к ним требованиям.

953. Перед 150-часовыми испытаниями должны быть проведены:

1) сдаточные и контрольные испытания вспомогательного двигателя в соответствии с техническими условиями на вспомогательном двигателе;

2) контрольная проверка пусковых свойств вспомогательного двигателя путем выполнения двух-трех нормальных запусков от источников питания пусковых устройств, которые предполагается использовать для запуска вспомогательного двигателя в эксплуатации, или равных им по энергетическим характеристикам и мощности других источников питания;

3) определение характеристик вспомогательного двигателя.

954. При определении характеристик двигателя и в процессе 150-часовых испытаний должны производиться измерения основных данных и параметров вспомогательного двигателя и с соблюдением следующих условий:

1) основные данные и параметры вспомогательного газотурбинного двигателя должны измеряться без специального препарирования вспомогательного двигателя с использованием входящих в его конструкцию штуцеров, датчиков;

2) характеристики изменения основных данных и параметров вспомогательного газотурбинного двигателя следует оценивать в диапазоне режимов от холостого хода или малого газа до максимального и (или) максимального длительного при изменении отборов воздуха и других нагрузок в необходимых сочетаниях.

На каждом из режимов вспомогательного газотурбинного двигателя должен выдерживаться в течение не менее 5 минут. Показания приборов следует фиксировать в последние 2 минуты данного режима.

Если на максимальном режиме время непрерывной работы вспомогательного газотурбинного двигателя по техническим условиям меньше 5 минут, то время выдерживания на этом режиме должно соответствовать указанному в технической документации.

При определении характеристик вспомогательного газотурбинного двигателя должно быть выполнено достаточное количество измерений параметров (не менее пяти измерений при увеличении отбора воздуха и электрической мощности и четырех при их уменьшении).

955. Перед началом 150-часовых испытаний в процессе их проведения должны быть выполнены:

1) измерение прокачки масла и определение теплоотдачи в масло на максимальном длительном режиме при рекомендуемой температуре масла. При наличии на вспомогательном двигателе топливомасляного теплообменника разрешается подключать в систему стендовый теплообменник;

2) контрольная проверка работы вспомогательного газотурбинного двигателя на режимах холостого хода и малого газа непрерывно в течение максимального заявленного в технической документации для этих режимов времени;

3) проверка готовности срабатывания систем защиты, сигнализации и диагностических устройств, имеющихся на вспомогательном двигателе.

956. При определении характеристик вспомогательного газотурбинного двигателя должны быть получены зависимости давления и температуры отбираемого воздуха, температуры газа перед турбиной (за турбиной) и расхода топлива от расхода отбираемого воздуха при отборе постоянной электрической мощности или без отбора мощности, в зависимости от требований к вспомогательному двигателю. Должно быть получено достаточное количество зависимостей указанных параметров при различных постоянных приведенных частотах вращения с достаточным количеством точек на каждой зависимости с тем, чтобы были охвачены все эксплуатационные режимы работы вспомогательного газотурбинного двигателя и обеспечивалась возможность их сопоставления с аналогичными зависимостями, полученными после завершения 150-часовых испытаний, для оценки стабильности сохранения параметров.

957. 150-часовые испытания должны состоять из режимов.

Если вспомогательный газотурбинный двигатель не имеет максимального режима или допустимое по технической документации для него время непрерывной работы меньше 5 минут, то на этом режиме наработка заменяется соответственно полностью или частично наработкой на максимальном длительном режиме.

958. 150-часовые испытания следует проводить в 25 шестичасовых этапов. Каждый этап (последовательно нумеруемый от 1 до 25) должен проводиться, как правило, без выключения вспомогательного газотурбинного двигателя и состоять из частей.

При работе на режимах 75, 50 и 25 % максимального длительного режима величины отборов воздуха и электрической мощности должны быть определены программой испытаний.

Если вспомогательный газотурбинный двигатель не имеет максимального режима, отведенное для него время отрабатывается на максимальном длительном режиме.

Если продолжительность работы вспомогательного газотурбинного двигателя на максимальном режиме меньше 5 минут, то оставшая часть времени, отведенного для этого режима, дорабатывается на максимальном длительном режиме.

959. Измерения параметров в процессе 150-часовых испытаний должны проводиться:

1) для режимов продолжительностью менее 10 мин - одно измерение в последние 2 мин работы на данном режиме;

2) для режимов продолжительностью более 10 мин - первое измерение следует выполнять через 8-10 мин работы на каждом режиме, а остальные измерения - в конце режима или через каждые 15 мин работы вспомогательного газотурбинного двигателя на данном режиме.

960. Если во время отработки любого из этапов вспомогательный двигатель будет выключен, то этот этап должен быть повторен, если это будет признано необходимым.

Если выключение вспомогательного газотурбинного двигателя вызвано отказом стендового оборудования, то прерванный этап может быть продолжен после устранения отказа.

961. Работа вспомогательного газотурбинного двигателя должна быть проверена при переходе с режима холостого хода на максимальный и максимальный длительный и обратно за время, оговоренное в технической документации, а также при резком прекращении отбора воздуха в течение 0,5 - 1,0 секунд.

При проверке следует фиксировать максимальные значения ("забросы") температуры газа и частоты вращения ротора турбокомпрессора (свободной турбины, если она имеется). При быстром прекращении отбора воздуха следует измерять также время полного закрытия заслонки, величину снижения ("провала") частоты вращения ротора турбокомпрессора (свободной турбины).

В протоколах испытаний должны указываться также тип и точность применяемых для измерений приборов.

962. В течение 150-часовых испытаний должно быть произведено 150 изменений нагрузки с режима холостого хода до максимального и 150 изменений нагрузки с режима холостого хода до максимального длительного и обратно от максимального (или максимального длительного) до режима холостого хода.

При изменении нагружения вспомогательного газотурбинного двигателя необходимо отмечать характер его работы (плавный, беспомпажный).

963. В течение 150-часовых испытаний должно быть выполнено 175 запусков вспомогательного газотурбинного двигателя, из которых 25 холодных, 125 горячих и 25 ложных.

Запуски должны производиться между этапами через примерно равные интервалы, а также перед началом и после окончания 150-часовых испытаний. Время выхода вспомогательного двигателя на режим малого газа или холостого хода должно фиксироваться.

964. Все этапы 150-часовых испытаний должны проводиться при давлении масла, соответствующем заявленному давлению. Один этап должен быть выполнен при

минимальном давлении масла на входе в вспомогательный двигатель, заявленном на максимальном длительном режиме.

965. На всех этапах 150-часовых испытаний наработка вспомогательного газотурбинного двигателя на максимальном и максимальном длительном режимах должна быть осуществлена при максимальных, предусмотренных в технической документации для этих режимов температурах входящего масла.

Методы достижения и поддержания максимальной температуры масла должны быть указаны в программе испытаний.

966. Перед 150-часовыми испытаниями, через каждые 50 часов и после их окончания, а также в случае замены масла в процессе испытаний должен производиться полный анализ масла из масляной системы для оценки его физико-химических показателей. Отбор проб масла для частичного анализа (содержание механических примесей и влаги, температура вспышки), а также для анализа на содержание металлов должен производиться через каждые 20 - 25 часов испытаний.

Полный анализ топлива для оценки его физико-химических показателей должен производиться перед 150-часовыми испытаниями и после их окончания, а также через 100 часов и в случае поступления новых партий топлива в процессе испытаний.

967. Анализ воздуха, отбираемого из компрессора в систему кондиционирования для наддува и вентиляции кабин ВС, должен производиться в начале 150-часовых испытаний и в конце 7, 13, 17 и 25 этапов.

968. В процессе 150-часовых испытаний должны быть подтверждены работоспособность и надежность агрегатов, установленных на вспомогательном газотурбинном двигателе.

969. Если в конструкции вспомогательного газотурбинного двигателя предусмотрен отдельный отбор воздуха на противообледенительную систему вспомогательного двигателя и его воздухозаборника, то противообледенительная система вспомогательного газотурбинного двигателя должна быть включена в течение не менее 25 % всей длительности 150-часовых испытаний, из них в течение 10 % - на максимальном длительном режиме, 10 % на промежуточных режимах и 5 % - на режиме холостого хода (малого газа).

970. В процессе 150-часовых испытаний обслуживание вспомогательного газотурбинного двигателя и его агрегатов должно производиться в соответствии с Регламентом технического обслуживания. Регламентные работы, предусмотренные в Регламенте технического обслуживания, должны производиться только инструментом, входящим в бортовой комплект.

Окончательная оценка удовлетворительности и достаточности комплекта бортового инструмента и одиночного комплекта запасных деталей должна проводиться на

основании эксплуатационных испытаний вспомогательного газотурбинного двигателя на ВС.

971. После окончания 150-часовых испытаний должны быть проведены следующие работы:

1) повторное определение характеристик вспомогательного газотурбинного двигателя и измерение его основных параметров;

2) снятие вспомогательного двигателя со стенда и наружный осмотр вспомогательного двигателя и его агрегатов;

3) снятие агрегатов с вспомогательного газотурбинного двигателя, проверка их характеристик и разборка;

4) разборка вспомогательного газотурбинного двигателя с дефектацией и микрометрическим обмером деталей с целью определения износа, крипа, деформации, вытяжки;

5) составление ведомости дефектов деталей;

6) контрольная проверка тарировки контрольно-измерительной аппаратуры и приборов;

7) обработка материалов по результатам 150-часовых испытаний и составление акта

#### **Параграф 18. Испытания по установлению ресурса вспомогательного газотурбинного двигателя**

972. Для установления начального назначенного ресурса вспомогательного газотурбинного двигателя проводятся эквивалентно-циклические испытания узлов и основных деталей и вспомогательного двигателя в целом.

Испытания узлов и деталей, в основном, проводятся в системе полноразмерного вспомогательного газотурбинного двигателя. В этом случае они могут совмещаться с эквивалентно-циклическими испытаниями вспомогательного двигателя в целом. Допускается проведение испытаний отдельных деталей вспомогательного двигателя на автономных установках при условии сохранения нагружения по малоцикловой усталости, соответствующего условиям работы полноразмерного вспомогательного двигателя.

Эквивалентно-циклические испытания должны быть проведены путем многократного выполнения испытательных циклов. Испытательный цикл для эквивалентно-циклических испытаний должен формироваться на основе эксплуатационного цикла с учетом следующих требований:

1) суммарное время наработки на наиболее нагруженных режимах в испытательном цикле должно быть эквивалентно по длительной прочности времени наработки в эксплуатационном цикле наиболее нагруженной детали горячей части двигателя;

2) число переменных процессов должно быть равным их числу в эксплуатационном цикле;

3) для подтверждения динамической прочности двигателя рабочая область режимов, включая режимы малого газа и холостого хода, разбивается на несколько диапазонов и в каждом диапазоне обеспечивается наработка из расчета не менее 1 минуты на 1 час наработки в эксплуатационном цикле.

Указанные выше испытания могут проводиться совместно.

Допускается исключение наработки на малонапряженных длительных стационарных режимах и части переменных процессов путем их эквивалентного приведения (соответственно по длительной прочности и малоцикловой усталости) к наиболее нагруженным режимам.

При наличии достаточных технических обоснований могут быть внесены изменения в испытательный цикл отдельных деталей, критических для данного двигателя по малоцикловой усталости и длительной прочности.

При проведении эквивалентно-циклических испытаний деталей вспомогательного газотурбинного двигателя допускаются их осмотр, частичные или полные разборки вспомогательного двигателя, замена деталей, в которых обнаружены дефекты, выполнение предусмотренных при ремонтах доработок. Число осмотров, как и время между ними, не регламентируется. Все замены деталей, их наработки (общие и по режимам) в часах и в испытательных циклах должны быть зарегистрированы в отчете по испытаниям.

Экспериментально проверенная долговечность узлов и деталей двигателя  $N_i$  устанавливается по наработке в часах и в испытательных циклах в пределах фактически проведенных с положительными результатами эквивалентно-циклических испытаний.

Для основных деталей и узлов начальные назначенные ресурсы  $N_i$  в эксплуатационных циклах определяются расчетным путем.

Запас берется по отношению к минимальному значению экспериментально проверенной долговечности  $N_i$ .

Начальный назначенный ресурс вспомогательного газотурбинного двигателя (в часах и циклах) устанавливается на основании эквивалентно-циклических испытаний одного вспомогательного двигателя с запасом по числу испытательных циклов 1 и 2.

Начальный назначенный ресурс вспомогательного газотурбинного двигателя должен быть равен минимальному значению начального назначенного ресурса основных деталей, не подлежащих замене.

В процессе испытаний по установлению начального назначенного ресурса вспомогательного газотурбинного двигателя должна быть предусмотрена замена деталей вспомогательного двигателя, назначенный ресурс которых в часах или циклах меньше устанавливаемого для вспомогательного двигателя.

973. Для установления начального ресурса вспомогательного двигателя до первого капитального ремонта (в часах и эксплуатационных циклах) должны быть проведены стендовые испытания трех вспомогательных двигателей: одного - по эксплуатационной программе, двух - по программе эквивалентно-циклических испытаний.

В качестве вспомогательного газотурбинного двигателя для эквивалентно-циклических испытаний допускается использовать вспомогательный двигатель, прошедший летные испытания. Если его летная наработка меньше устанавливаемого начального ресурса, то он должен быть подвергнут стендовым эквивалентно-циклическим испытаниям до общей наработки, равной устанавливаемому ресурсу.

Стендовые испытания вспомогательного газотурбинного двигателя проводятся путем многократного выполнения испытательных циклов, которые формируются на основе эксплуатационного цикла. Для установления начального ресурса до первого капитального ремонта испытания согласно проводятся с числом испытательных циклов на 20 % большим, чем число эксплуатационных циклов, соответствующее начальному ресурсу до первого капитального ремонта при средней продолжительности эксплуатационного цикла.

Испытательный цикл для испытаний вспомогательного газотурбинного двигателя по эксплуатационной программе должен полностью воспроизводить наработку в часах на всех установившихся режимах и число переменных процессов осредненного эксплуатационного цикла.

Испытания двигателя по программе эквивалентно-циклических испытаний должны проводиться с использованием того же испытательного цикла, что и эквивалентно-циклические испытания для установления начального назначенного ресурса.

После испытаний должны быть проведены разборка и дефектация каждого двигателя.

Испытания по установлению начального ресурса до первого капитального ремонта квалифицируются как успешные, если при их проведении не было разрушений роторных деталей, а также отказов и дефектов других основных деталей, которые в эксплуатационных условиях могли привести к отказам с опасными последствиями.

#### **Параграф 19. Общие требования к летным испытаниям вспомогательного газотурбинного двигателя**

974. При сертификации "до установки на ВС" вспомогательный газотурбинный двигатель должен удовлетворительно пройти летные испытания, включающие проверки:

1) параметров и устойчивости работы вспомогательного газотурбинного двигателя на режимах холостого хода и нагрузки;



- 2) характеристик системы регулирования вспомогательного двигателя при нормальной ее работе и имитации отказов;
- 3) пусковых свойств вспомогательного газотурбинного двигателя;
- 4) уровня вибраций корпусов и агрегатов вспомогательного двигателя;
- 5) работоспособности и эффективности системы защиты от перегрева турбины;
- 6) работоспособности противообледенительной системы вспомогательного двигателя;
- 7) работы вспомогательного двигателя в полетах по типовому профилю.

975. Испытаниям должен подвергаться вспомогательный газотурбинный двигатель, полностью соответствующий по конструкции и основным данным образцу этого типа вспомогательного двигателя, предъявляемому на государственные испытания. Испытания могут проводиться на других вспомогательных двигателях того же типа, имеющих отличия от указанного выше образца, не влияющие существенно на проверяемые характеристики.

976. Испытания допускается выполнять либо на ВС того типа, для которого предназначен вспомогательный двигатель, либо на ВС другого типа, специально оборудованного для испытаний вспомогательного двигателя (на летающей лаборатории). При этом конструкция элементов и систем ВС, влияющих на работу вспомогательного двигателя, должна обеспечивать воспроизведение ожидаемых условий эксплуатации вспомогательного двигателя, зависящих от этих элементов (например, уровня неоднородности и потерь полного давления воздуха на входе, давления и температуры топлива на входе, температуры среды в отсеке размещения вспомогательного двигателя, параметров электропитания агрегатов). Допускается применение имитаторов, создающих эти условия.

## **Параграф 20. Летные испытания вспомогательного газотурбинного двигателя**

977. Проверка вспомогательного газотурбинного двигателя на установившихся режимах холостого хода и нагрузки, а также при переменных процессах при отключении нагрузки вспомогательного двигателя в условиях его летной эксплуатации должна показать:

- 1) устойчивость работы и соответствие параметров вспомогательного двигателя и его топливной и масляной систем данным технической документации;
- 2) работоспособность средств контроля работы вспомогательного двигателя в эксплуатации и агрегатов отборов воздуха и электрической мощности, входящих в его конструкцию.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

характер и параметры работы вспомогательного газотурбинного двигателя и его топливной и масляной систем в наземных условиях на основных установившихся режимах, регламентированных Руководством по технической эксплуатации, на промежуточных установившихся режимах, характерных для программы регулирования и управления вспомогательного двигателя, при переменных процессах при переходе с режима малого газа до режима холостого хода и при включениях и выключениях отборов воздуха, электрической мощности при отдельном и разрешенном одновременном включении различных приемников;

характер и параметры работы вспомогательного газотурбинного двигателя и его топливной и масляной систем на всех типичных режимах и этапах полета, на которых Руководством по технической эксплуатации разрешено применение вспомогательного двигателя, в том числе:

в горизонтальном установившемся полете на различных высотах, включая максимальную ожидаемую высоту применения вспомогательного газотурбинного двигателя с охватом диапазона скоростей полета, соответствующего ожидаемым условиям эксплуатации. При этом работы вспомогательного двигателя должна быть проверена на установившихся режимах и при переменных процессах; при маневрах ВС (летающей лаборатории) типа "вираж", "скольжение", "горка", создающих наибольшие, согласно ожидаемым условиям эксплуатации вспомогательного двигателя, его наклоны в пространстве по крену (в правую и левую стороны) и максимальные по величине и продолжительности действия положительные и отрицательные нормальные и боковые перегрузки, а также при наборах высоты и снижениях с максимальными ожидаемыми в эксплуатации положительными и отрицательными углами наклона вспомогательного двигателя по тангажу. Испытаниями должны быть охвачены все применяемые в этих условиях режимы вспомогательного газотурбинного двигателя;

работоспособность в условиях эксплуатации средств контроля работы вспомогательного газотурбинного двигателя, входящих в его конструкцию;

работоспособность агрегатов отборов воздуха и электрической мощности, входящих в конструкцию вспомогательного двигателя.

При испытаниях должно быть оценено влияние (если оно ожидается существенным) на характер и параметры работы вспомогательного двигателя ветровых условий, температуры и давления атмосферного воздуха у земли.

978. При проверке характеристик системы регулирования вспомогательного газотурбинного двигателя при нормальной ее работе и имитации отказов, проверка в условиях летной эксплуатации вспомогательного двигателя должна показать соответствие работоспособности системы, качества регулирования вспомогательного двигателя и других летно-эксплуатационных характеристик системы требованиям и данным технической документации.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) устойчивость и точность поддержания регулируемых и ограничиваемых параметров в зоне работы каждой из функциональных подсистем регулирования на установившихся режимах работы вспомогательного двигателя;

2) устойчивость и точность поддержания параметров, заданных программами регулирования переменных процессов (при запуске и при переходах с режима холостого хода (малого газа) на рабочие режимы и обратно), максимальные величины и длительность отклонений регулируемых и ограничиваемых параметров вспомогательного двигателя при этих процессах;

3) характер и параметры переменных процессов и последующей работы вспомогательного двигателя при имитации тех отказов основных подсистем регулирования, для парирования которых предусмотрен автоматический переход на регулирование резервными подсистемами (если они предусмотрены);

4) помехозащищенность электронных блоков системы при воздействиях на них других функциональных систем ВС и наземных средств обслуживания, например, при колебаниях параметров электропитания, включении мощных источников электромагнитного излучения;

5) работоспособность имеющихся устройств самоконтроля системы и контроля ее работы в эксплуатации, входящих в конструкцию этой системы.

При испытаниях должно быть оценено влияние (если оно окажется существенным) на характеристики системы следующих факторов:

изменения высоты и скорости полета в области работы каждой из функциональных подсистем;

наклона вспомогательного газотурбинного двигателя в пространстве и динамических факторов полета (вертикальной скорости, перегрузок);

температуры среды, окружающей агрегаты регулирования.

979. При проверке пусковых свойств вспомогательного двигателя, проверка в условиях летной эксплуатации вспомогательного газотурбинного двигателя должна показать пожарную безопасность и обеспеченность в соответствии с требованиями и данными технической документации холодного и горячего запуска вспомогательного двигателя на земле и запуска в полете в ожидаемых условиях эксплуатации.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) параметры вспомогательного двигателя и системы запуска при холодном и горячем запуске на земле;

2) направление и частота вращения на режиме авторотации вспомогательного двигателя в полете при закрытых и открытых створках воздухозаборника;

3) параметры вспомогательного газотурбинного двигателя и системы запуска при его запусках в полете, в том числе при запуске от аварийных источников энергии после длительного перерыва в его работе в течение типичного крейсерского полета;

4) пожарная безопасность эксплуатации при запуске вспомогательного двигателя, в том числе при повторных запусках, выполняемых в соответствии с Руководством по технической эксплуатации.

При испытаниях должно быть оценено влияние на пусковые свойства вспомогательного газотурбинного двигателя следующих факторов:

ветровых условий, температуры и давления атмосферного воздуха при запусках на земле;

длительности перерыва между моментами выключения вспомогательного двигателя и начала его следующего запуска;

допускаемых техническими условиями отклонений в регулировке аппаратуры управления и регулирования вспомогательного двигателя при запуске и в параметрах энергопитания пускового устройства.

980. Проверка уровня вибраций корпусов и агрегатов вспомогательного двигателя должна установить отсутствие недопустимого увеличения вибраций корпусов и агрегатов вспомогательного газотурбинного двигателя в условиях летной эксплуатации по сравнению с уровнем вибраций в стендовых условиях и показать соответствие уровня вибраций требованиям нормативно-технической документации, а также показать работоспособность бортовой системы контроля вибраций вспомогательного двигателя.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) характер и уровень вибраций корпусов и агрегатов вспомогательного двигателя в условиях и на режимах, при которых проверяется вспомогательный двигатель;

2) работоспособность бортовой системы контроля вибраций вспомогательного газотурбинного двигателя, достаточность запаса по параметру срабатывания аварийного сигнализатора максимального уровня вибраций, потребного для компенсации отклонений этого параметра при нормальной работе исправного вспомогательного двигателя.

При испытаниях должно быть оценено влияние (если оно ожидается существенным) на вибрационные характеристики вспомогательного двигателя ветровых условий, температуры и давления атмосферного воздуха у земли.

Проверку характера и уровня вибраций корпусов вспомогательного газотурбинного двигателя следует выполнять в плоскостях расположения его узлов крепления к ВС и в местах, предназначенных для бортового контроля вибраций в эксплуатации.

Перечень агрегатов вспомогательного газотурбинного двигателя, вибрации которых должны быть проверены, устанавливается по результатам стендовых испытаний. Как правило, это должны быть агрегаты, которые могут быть возбудителями вибраций.

981. При проверке работоспособности и эффективности системы защиты от перегрева турбины, проверка в условиях летной эксплуатации вспомогательного двигателя должна показать соответствие работоспособности, помехозащищенности и эффективности системы требованиям и данным технической документации.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) работоспособность системы и изменение параметров работы вспомогательного двигателя при имитации ее срабатывания. Имитация должна быть выполнена на установившихся режимах и при переменных процессах вспомогательного двигателя с максимальными температурами газа на земле и в полете. Испытания в полете должны выполняться с охватом диапазона высот и скоростей полета, соответствующего ожидаемым условиям эксплуатации вспомогательного двигателя;

2) помехозащищенность электронных блоков системы при воздействиях на них других функциональных систем ВС и наземных средств обслуживания, например, при колебании параметров электропитания, включении мощных источников электромагнитного излучения;

3) достаточность запаса по параметру срабатывания системы, потребного для компенсации отклонений максимальной температуры газа, возможных при нормальной работе вспомогательного двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации (для предотвращения ложного срабатывания системы защиты от перегрева турбины);

4) эффективность работы системы при имитации предполагаемого изменения параметров вспомогательного двигателя при его отказе, вызывающем вступление в работу системы. Условия проверки следует установить специальным анализом;

5) работоспособность средств контроля работы системы в эксплуатации, входящих в конструкцию системы вспомогательного двигателя, если они имеются.

982. Проверка работоспособности противообледенительной системы вспомогательного газотурбинного двигателя должна показать, что в условиях летной эксплуатации противообледенительная система вспомогательного газотурбинного двигателя с элементами средств ее управления и контроля, входящими в конструкцию вспомогательного двигателя, работоспособна и не оказывает недопустимого влияния на параметры последнего.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, которые допускается выполнять только в "сухом" воздухе.

Летные испытания должны быть проведены на различных высотах полета до 11000 метров включительно или до максимальной высоты применения вспомогательного двигателя, согласно ожидаемым условиям его эксплуатации, с охватом ожидаемого в

эксплуатации диапазона скоростей полета. При испытаниях на различных режимах вспомогательного двигателя в диапазоне от режима малого газа или холостого хода до максимального режима должны быть оценены:

1) работоспособность противообледенительной системы (например, по параметрам, характеризующим тепловое состояние обогреваемых элементов вспомогательного газотурбинного двигателя, параметрам системы обогрева), работоспособность средств управления и контроля противообледенительной системы, входящих в конструкцию вспомогательного двигателя;

2) влияние работы противообледенительной системы на параметры вспомогательного газотурбинного двигателя.

983. При проверке работы вспомогательного газотурбинного двигателя в полетах по типовому профилю, для подтверждения достоверности выбора режимов стендовых ресурсных испытаний вспомогательного газотурбинного двигателя должна быть проведена проверка в полетах по типовым профилям ожидаемых условий эксплуатации объемом не менее 50 эксплуатационных циклов.

#### **Параграф 21. Испытания вспомогательного газотурбинного двигателя при сертификации ВС**

984. При сертификации ВС вспомогательный газотурбинный двигатель должен удовлетворительно пройти летные испытания по проверке:

1) работы вспомогательного газотурбинного двигателя на режимах холостого хода и нагрузки в соответствии с пунктом 976 настоящих Норм;

2) системы регулирования вспомогательного двигателя;

3) запуска вспомогательного двигателя;

4) вибрационных характеристик элементов вспомогательного газотурбинного двигателя в условиях самолетной компоновки;

5) системы защиты от перегрева турбины;

6) противообледенительной системы вспомогательного двигателя и его работоспособности в условиях естественного обледенения;

7) достаточности запасов газодинамической устойчивости вспомогательного двигателя;

8) возможности и последствий попадания выходных газов маршевых газотурбинных двигателей и вспомогательного двигателя на вход вспомогательного двигателя;

9) параметров эксплуатационного цикла вспомогательного газотурбинного двигателя на ВС;

10) эксплуатационной технологичности вспомогательного газотурбинного двигателя.

985. Испытаниям должен подвергаться вспомогательный двигатель, полностью соответствующий по конструкции и основным данным образцу этого типа вспомогательного двигателя, предъявляемому на государственные испытания или прошедшему их. Испытания могут проводиться на других вспомогательных двигателях того же типа, имеющих отличия от указанного выше образца, не влияющие существенно на проверяемые характеристики.

986. Испытания должны проводиться на ВС того типа, для которого вспомогательный двигатель предназначен. Отдельные части испытаний допускается выполнять на летающей лаборатории, если на ней достаточно полно (в отношении проверяемых характеристик) воспроизведены конструкция и компоновка элементов вспомогательной силовой установки, а также связанных с вспомогательным двигателем или влияющих на его работу элементов и систем ВС, для которого вспомогательный двигатель предназначен.

987. При испытаниях следует оценить влияние возможных отклонений в работе связанных с вспомогательным двигателем функциональных систем ВС, если есть основания считать это влияние существенным.

988. При сертификации ВС назначенный ресурс вспомогательного двигателя и его ресурс до первого капитального ремонта могут быть увеличены по сравнению с установленными при сертификации вспомогательного двигателя "до установки на ВС" в соответствии с фактическим объемом проведенных к этому времени испытаний.

При этом в испытательный цикл могут быть внесены уточнения в соответствии с данными летных испытаний. В подтверждение установленного первоначального ресурса до первого капитального ремонта должны быть проведены эксплуатационные испытания вспомогательного двигателя на ВС. В процессе испытаний два вспомогательных двигателя должны отработать на ВС не менее половины начального ресурса до первого капитального ремонта с последующей дефектацией одного из них.

Если летная наработка другого вспомогательного двигателя меньше ресурса до первого капитального ремонта, устанавливаемого к моменту сертификации ВС, то он должен быть подвергнут испытаниям на стенде по программе эквивалентно-циклических испытаний или по эксплуатационной программе до общей наработки, равной устанавливаемому ресурсу, с последующей разборкой и дефектацией.

## **Параграф 22. Летные испытания вспомогательного газотурбинного двигателя при сертификации ВС**

989. При проверке работы вспомогательного газотурбинного двигателя на режимах холостого хода и нагрузки, проверка вспомогательного двигателя на установившихся

режимах работы и при переменных процессах в условиях его эксплуатации на ВС, включая режимы полета, создающие наибольшие наклоны двигателя и гироскопические нагрузки на его ротор, должна подтвердить:

1) устойчивость работы и соответствие параметров вспомогательного двигателя и его топливной и масляной систем данным, указанным в технической документации;

2) работоспособность средств контроля работы вспомогательного двигателя в эксплуатации и агрегатов отборов воздуха и электрической мощности.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

характер и параметры работы вспомогательного двигателя и его топливной и масляной систем в наземных условиях на основных установившихся режимах, регламентированных Руководством по технической эксплуатации, на промежуточных установившихся режимах, характерных для программы регулирования и управления вспомогательного двигателя, при переменных процессах при переходе с режима малого газа до режима холостого хода и при включениях и выключениях отборов воздуха и электрической мощности при раздельном и разрешенном одновременном включении различных приемников;

характер и параметры работы вспомогательного двигателя и его топливной и масляной систем на всех типичных режимах и этапах полета, на которых Руководством по летной эксплуатации разрешено применение вспомогательного двигателя, в том числе:

в горизонтальном установившемся полете на различных высотах, включая максимальную высоту применения вспомогательного двигателя с охватом диапазона скоростей полета, соответствующего ожидаемым условиям эксплуатации вспомогательного двигателя на ВС. При этом работа вспомогательного газотурбинного двигателя должна быть проверена на установившихся режимах и при переменных процессах;

при выполнении ВС маневров с предельно-допустимыми параметрами полета, а именно, правых и левых виражей с максимальным допустимым креном при максимальной допустимой величине перегрузки; "горок" и "скольжений" с максимальной допустимой величиной и максимальной возможной или допустимой продолжительностью действия возникающих при этом положительных и отрицательных перегрузок; наборов высоты и снижений с максимальными ожидаемыми в эксплуатации положительными и отрицательными углами тангажа ВС. Испытаниями должны быть охвачены все применяемые в этих условиях режимы вспомогательного двигателя;

работоспособность средств контроля работы двигателя в летной эксплуатации;

работоспособность агрегатов отборов воздуха и электрической мощности, входящих в конструкцию вспомогательного двигателя.



При испытаниях должно быть оценено влияние (если оно ожидается существенным) на характер и параметры работы вспомогательного двигателя ветровых условий, температуры и давления атмосферного воздуха у земли.

При проверке системы регулирования вспомогательного газотурбинного двигателя, проверка в условиях эксплуатации вспомогательного двигателя на ВС должна подтвердить соответствие работоспособности системы, качества регулирования этого вспомогательного двигателя и других летно-эксплуатационных характеристик системы требованиям и данным технической документации.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

- устойчивость и точность поддержания регулируемых и ограничиваемых параметров в зоне работы каждой из функциональных подсистем регулирования на установившихся режимах работы вспомогательного двигателя;

- устойчивость и точность поддержания параметров, заданных программами регулирования переменных процессов (при запуске и при переходах с режима холостого хода (малого газа) на рабочие режимы и обратно), максимальные величины и длительность отклонений регулируемых и ограничиваемых параметров вспомогательного двигателя при этих процессах;

- помехозащищенность электронных блоков системы при возможных в условиях эксплуатации на ВС воздействиях на нее других функциональных систем ВС и наземных средств обслуживания, например, при колебаниях параметров электропитания, включении мощных источников электромагнитного излучения;

- работоспособность имеющихся устройств самоконтроля системы и контроля ее работы в эксплуатации.

При испытаниях должно быть оценено влияние (если оно окажется существенным) на характеристики работы системы следующих факторов:

- изменения высоты и скорости полета в области работы каждой из функциональных подсистем;

- положения ВС в пространстве и динамических факторов полета (вертикальной скорости, перегрузок);

- температуры среды, окружающей агрегаты регулирования.

990. Проверка запуска вспомогательного газотурбинного двигателя, проверка в условиях эксплуатации вспомогательного двигателя на ВС должна подтвердить пожарную безопасность и обеспеченность в соответствии с требованиями и данными технической документации холодного и горячего запуска вспомогательного двигателя на земле и запуска в полете в ожидаемых условиях эксплуатации.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

- 1) параметры вспомогательного двигателя и системы запуска при холодном и горячем запуске на земле;
- 2) направление и частота вращения на режиме авторотации вспомогательного двигателя в полете при закрытых и открытых створках воздухозаборника;
- 3) параметры вспомогательного двигателя и системы запуска при его запусках в полете, в том числе при запуске от аварийных источников энергии после длительного перерыва в его работе в течение типичного крейсерского полета ВС;
- 4) пожарную безопасность эксплуатации ВС при запуске вспомогательного двигателя, в том числе при повторных запусках, выполняемых в соответствии с Руководством по летной эксплуатации.

При испытаниях должно быть оценено влияние на пусковые свойства вспомогательного двигателя следующих факторов:

ветровых условий, температуры и давления атмосферного воздуха при запусках на земле;

длительности перерыва между моментами выключения вспомогательного двигателя и начала его следующего запуска;

допускаемых техническими условиями отклонений в регулировке аппаратуры управления и регулирования вспомогательного газотурбинного двигателя при запуске и в параметрах энергопитания пускового устройства.

991. Проверка вибрационных характеристик элементов вспомогательного двигателя в условиях самолетной компоновки должна подтвердить отсутствие недопустимого увеличения уровня вибраций корпусов и агрегатов вспомогательного двигателя в условиях эксплуатации на ВС по сравнению с уровнем вибраций в стендовых условиях и показать соответствие уровня вибраций требованиям нормативно-технической документации, а также подтвердить работоспособность бортовой системы контроля вибраций вспомогательного двигателя.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть определены и оценены:

- 1) характер и уровень вибраций корпусов и агрегатов вспомогательного двигателя в условиях и на режимах, при которых проверяется вспомогательный двигатель, а также уровень вибраций корпусов и агрегатов выключенного вспомогательного газотурбинного двигателя;

- 2) работоспособность бортовой системы контроля вибраций вспомогательного газотурбинного двигателя, достаточность запаса по параметру срабатывания аварийного сигнализатора максимального уровня вибраций, потребного для компенсации отклонений этого параметра при нормальной работе исправного вспомогательного двигателя.

При испытаниях должно быть оценено влияние (если оно ожидается существенным) на вибрационные характеристики вспомогательного двигателя следующих факторов:

ветровых условий, температуры и давления атмосферного воздуха у земли; работы маршевых двигателей.

Проверку характера и уровня вибраций корпусов вспомогательного двигателя следует выполнять в плоскостях расположения его узлов крепления к ВС и в местах, предназначенных для бортового контроля вибраций в эксплуатации.

Перечень агрегатов вспомогательного двигателя, вибрации которых должны быть проверены, устанавливается по результатам испытаний.

992. При проверке системы защиты от перегрева турбины, проверка в условиях работы вспомогательного газотурбинного двигателя на ВС должна подтвердить соответствие работоспособности и помехозащищенности системы и других ее летно-эксплуатационных характеристик требованиям и данным технической документации.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) работоспособность системы и изменение параметров работы вспомогательного двигателя при имитации ее срабатывания. Имитация должна быть выполнена на установившихся режимах и при переменных процессах вспомогательного двигателя с максимальными температурами газа на земле и в полете;

2) помехозащищенность электронных блоков системы при воздействиях на них других функциональных систем ВС и наземных средств обслуживания, например при колебании параметров электропитания, включении мощных источников электромагнитного излучения;

3) достаточность запаса по параметру срабатывания системы потребного для компенсации отклонений максимальной температуры газа, возможных при нормальной работе вспомогательного двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации на воздушном судне (для предотвращения ложного срабатывания системы защиты от перегрева турбины);

4) работоспособность средств контроля работы системы в эксплуатации, если они имеются.

993. Проверка противообледенительной системы вспомогательного газотурбинного двигателя и его работоспособности в условиях естественного обледенения должна подтвердить результаты расчетов, стендовых испытаний и летных испытаний системы и в совокупности с ними показать, что при эксплуатации противообледенительной системы в соответствии с Руководством по летной эксплуатации ВС в условиях не могут возникнуть нарушения в работе вспомогательного двигателя.

Испытания по оценке работоспособности вспомогательного двигателя при эксплуатации ВС в условиях естественного обледенения следует проводить и в том случае, если противообледенительная система вспомогательного газотурбинного двигателя не применяется.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями в "сухом" воздухе и в контролируемых условиях обледенения. Испытания должны быть проведены в установленном программой диапазоне высот полета на скоростях, соответствующих диапазону применения вспомогательного двигателя.

Испытаниями должны быть оценены:

1) характеристики работоспособности противообледенительной системы вспомогательного газотурбинного двигателя (например, тепловое остояние обогреваемых элементов, параметры системы обогрева в зависимости от типа противообледенительной системы) и эксплуатационные особенности противообледенительной системы;

2) влияние работы противообледенительной системы на параметры вспомогательного газотурбинного двигателя;

3) эффективность противообледенительной системы в условиях обледенения, влияние остаточного льдообразования на работу вспомогательного двигателя.

При испытаниях должно быть оценено влияние на работу вспомогательного газотурбинного двигателя запаздывания включения противообледенительной системы длительностью 1 минуту, а также влияние продолжительности полета в условиях обледенения и Руководством по летной эксплуатации.

994. Проверка достаточности запасов газодинамической устойчивости вспомогательного газотурбинного двигателя в условиях эксплуатации вспомогательного двигателя на ВС должна подтвердить наличие достаточного запаса газодинамической устойчивости, гарантирующего устойчивую работу данного типа вспомогательного двигателя во всех ожидаемых условиях эксплуатации ВС.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями в условиях и на режимах эксплуатации, признанных критическими по запасам газодинамической устойчивости вспомогательного двигателя. При подтверждении достаточности запасов может быть использован один из следующих методов:

1) демонстрация устойчивой работы одного экземпляра вспомогательного двигателя, запас газодинамической устойчивости, которого преднамеренно уменьшен, например, за счет изменения конструктивных элементов, изменения программ регулирования, увеличения внешнего воздействия. Уменьшение запаса должно имитировать воздействие на него всех существенных для данного типа вспомогательного двигателя факторов, которые при испытаниях непосредственно не воспроизводятся (например, разброс запасов, обусловленных допусками на изготовление и отладку вспомогательного двигателя, уменьшение запасов из-за выработки ресурса). Величина преднамеренного уменьшения запаса должна быть установлена программой испытаний;

2) демонстрация устойчивой работы большого числа нормально изготовленных и отрегулированных вспомогательных двигателей, признанных достаточными.

При выборе условий испытаний должно быть учтено влияние (если оно ожидается существенным) на газодинамическую устойчивость вспомогательного газотурбинного двигателя следующих факторов:

изменения режимов работы компрессора в диапазоне, обусловленном режимами вспомогательного двигателя, допусками на отладку системы его регулирования и температурой атмосферного воздуха;

ветровых условий у земли (при испытаниях может быть использован искусственно получаемый воздушный поток);

уровня параметров потока воздуха на входе в двигатель и его не равномерности, обусловленных условиями полета и маневрами ВС, возможными и допустимыми в ожидаемых условиях его эксплуатации.

Испытания допускается проводить только для тех критических условий и режимов эксплуатации, для которых при стендовых испытаниях не получены убедительные доказательства достаточности запаса газодинамической устойчивости вспомогательного двигателя.

995. Проверка возможности и последствий попадания выхлопных газов маршевых газотурбинных двигателей и вспомогательного газотурбинного двигателя на вход вспомогательного газотурбинного двигателя должна показать, что попадание выхлопных газов маршевых газотурбинных двигателей и вспомогательного двигателя на вход вспомогательного двигателя, если оно возможно на ВС, не вызывает нарушения устойчивости работы и недопустимых отклонений параметров последнего.

Проверку следует производить наземными испытаниями при работе на месте и при рулении ВС, в которых должны быть оценены:

1) возможность попадания выхлопных газов от работающих на различных режимах двигателей на вход вспомогательного двигателя;

2) характер и параметры работы вспомогательного двигателя при попадании выхлопных газов на его вход;

3) чистота воздуха, отбираемого из вспомогательного газотурбинного двигателя для системы кондиционирования ВС, на режимах, на которых происходит попадание выхлопных газов на вход вспомогательного двигателя. Оценка чистоты воздуха в этом случае должна выполняться.

При испытаниях должно быть оценено влияние на определяемые характеристики следующих факторов:

направления и скорости ветра в диапазоне допустимых в эксплуатации ветровых условий;

режимов работы маршевых газотурбинных двигателей и вспомогательного двигателя. Оценку следует провести, как при работающих, так и при неработающих

маршевых двигателях. Характер работы вспомогательного двигателя при попадании на его вход выхлопных газов следует оценить как на рабочих режимах, так и при его запуске.

996. При проверке параметров эксплуатационного цикла вспомогательного газотурбинного двигателя на ВС должны быть определены параметры эксплуатационного цикла, режимы работы вспомогательного двигателя, их продолжительность и повторяемость в ожидаемых условиях эксплуатации вспомогательного двигателя на ВС данного типа с целью уточнения испытательных циклов эквивалентно-циклических испытаний и испытаний по эксплуатационной программе. Объем определяется программой летных испытаний.

997. Проверка эксплуатационной технологичности вспомогательного газотурбинного двигателя должна показать, что в эксплуатационных условиях на ВС обеспечивается возможность удобного, безопасного и контролируемого осмотра, технического обслуживания и замены вспомогательного двигателя, их деталей, узлов и агрегатов систем согласно указаниям Руководства по технической эксплуатации и Регламента технического обслуживания вспомогательного двигателя.

При проверке, которую следует провести непосредственно на ВС в условиях стоянки и других условиях, предписанных Регламентом технического обслуживания, следует оценить:

- 1) обеспеченность удобного, безопасного и контролируемого осмотра, технического обслуживания и замены деталей, узлов, агрегатов вспомогательного двигателя, средств обнаружения механических повреждений в соответствии с требованиями и указаниями Руководства по технической эксплуатации и Регламента технического обслуживания;
- 2) обеспеченность процедур консервации и расконсервации;
- 3) обеспеченность и удобство медленного проворачивания ротора (роторов) вспомогательного двигателя;
- 4) обеспеченность проверки и регулировки гидроприводов.

Проверку следует провести в различных климатических условиях эксплуатации ВС.

### **Параграф 23. Испытания серийных и ремонтных вспомогательных газотурбинных двигателей**

998. Серийные и ремонтные вспомогательные газотурбинные двигатели должны подвергаться сдаточным и контрольным стендовым испытаниям и переборкам, предписанным программами, а при необходимости также дополнительным испытаниям. При испытании ремонтных вспомогательных двигателей, в случае необходимости, могут предусматриваться методы и условия испытаний, отличающиеся от предписываемых программами сдаточных и контрольных испытаний.

Объем испытаний и переборок с обследованием состояния деталей после разборки вспомогательного двигателя может быть сокращен, если будет показано, что

совершенство конструкции, качество и контроль изготовления, а также методика испытаний обеспечивают сохранение работоспособности вспомогательного двигателя в течение межремонтного ресурса.

Любое сокращение объема испытаний или переборок вспомогательного двигателя может быть пересмотрено при обнаружении ухудшения работоспособности вспомогательного двигателя в эксплуатации или при введении значительных изменений в его конструкцию.

Объем испытаний ремонтных вспомогательных газотурбинных двигателей может отличаться от объема испытаний серийных вспомогательных газотурбинных двигателей.

При производстве вспомогательных двигателей малыми сериями объем испытаний, и количество переборок их может сокращаться не на основании положительных результатов испытаний установленного количества вспомогательных двигателей, а на основании суммарной наработки данного типа вспомогательных двигателей в эксплуатации.

999. Испытания серийных и ремонтных вспомогательных газотурбинных двигателей следует разделять на сдаточные и контрольные.

Целью сдаточных испытаний является:

1) проверка соответствия техническим условиям качества изготовления и сборки вспомогательного двигателя;

2) проведение приработки деталей и агрегатов, комплектующих вспомогательный двигатель;

3) подтверждение соответствия основных данных вспомогательного двигателя заданным техническим условиям.

Целью контрольных испытаний является:

проверка соответствия техническим условиям качества повторной (после сдаточных испытаний) сборки вспомогательного двигателя;

проведение приработки деталей и агрегатов, комплектующих вспомогательный двигатель;

проверка регулировки и отладки вспомогательного двигателя и соответствия его параметров и характеристик заданным техническим условиям;

официальное подтверждение соответствия основных данных вспомогательного двигателя заданным техническим условиям и его приемка.

При соответствующем обосновании сдаточные и контрольные испытания могут совмещаться.

1000. Испытания должны проводиться в последовательности, указанной в программах сдаточных и контрольных испытаний, в соответствии с общими требованиями, а также следующими дополнительными положениями:

1) измерение выходных параметров вспомогательного двигателя (параметров отбираемого воздуха, электрической мощности) в статических условиях должно проводиться на испытательном стенде принятого типа;

2) испытания должны включать работу вспомогательного двигателя при максимальной температуре масла на входе. Время работы на соответствующих режимах с максимальной температурой масла на входе и величина этой температуры должны быть указаны в программе испытаний. Такие испытания можно не проводить, если имеющиеся материалы доказывают отсутствие их необходимости;

3) если в процессе сдаточных испытаний оказывается необходимой замена какой-либо основной детали или узла, эти испытания или их часть должны быть повторены в согласованном объеме. Если в процессе сдаточно-контрольных испытаний оказывается необходимой замена какого-либо вспомогательного элемента конструкции или детали, то такая замена разрешается только на элементы и детали, прошедшие испытания на другом экземпляре вспомогательного двигателя в соответствии с действующей для серийного производства документацией;

4) все приводы агрегатов, установленные на вспомогательном двигателе, в процессе сдаточных испытаний должны быть загружены принятым способом стендовыми агрегатами или специальными устройствами, нагрузочный момент которых полностью соответствует эксплуатационным величинам;

5) программы сдаточных и контрольных испытаний должны предусматривать работу вспомогательного двигателя с установленными для него отборами воздуха. Испытания должны показать надежность работы вспомогательного двигателя с включенными отборами воздуха и удовлетворительное функционирование системы и агрегатов отбора, установленных на вспомогательном двигателе;

6) должно предусматриваться проведение испытаний с утвержденным для вспомогательного двигателя выходным устройством, если иное не установлено программой испытаний;

7) при всех испытаниях должны применяться топлива и масла, которые утверждены для данного типа вспомогательного двигателя.

1001. Дополнительно к общей оценке работы вспомогательного двигателя и определения его характеристик должны быть обеспечены заявленные значения следующих величин:

1) приведенных температур газа на максимальном и минимальном режимах. Эти температуры не должны превышать утвержденных максимальных величин. Все измеренные величины температуры газа должны находиться в согласованных пределах отклонения от средней температуры, полученной при испытаниях;

2) приведенных величин мощностей на максимальном и максимальном длительном режимах. Эти величины должны находиться в согласованных пределах и



устанавливаться на основании государственных испытаний вспомогательного двигателя данного типа;

3) приведенного расхода топлива вспомогательного двигателя на заявленных режимах;

4) давления масла на максимальном длительном режиме;

5) прокачки (циркуляционного расхода) масла. Если масляный бак не является неотъемлемой частью вспомогательного двигателя, то прокачку следует измерять при выполнении 4-й части контрольных испытаний;

б) среднего часового расхода масла.

1002. При совмещении сдаточных и контрольных испытаний сокращенная программа испытаний должна включать:

1) приработку вспомогательного двигателя;

2) отладку и проверку регулировки вспомогательного двигателя на соответствие его параметров и характеристик заданным техническим условиям;

3) подтверждение соответствия основных данных вспомогательного двигателя заданным техническим условиям;

4) приемку вспомогательного двигателя.

#### **Параграф 24. Сдаточные испытания**

1003. Программа сдаточных испытаний должна предусматривать виды работ и проверок.

Сокращение продолжительности испытаний в части 5 может быть допущено, если это признано целесообразным.

Если на максимальном режиме время непрерывной работы вспомогательного газотурбинного двигателя меньше 5 минут, то время работы на этом режиме должно соответствовать допустимому по техническим условиям.

1004. После сдаточных испытаний вспомогательного газотурбинного двигателя должен быть разобран для проверки состояния его деталей. После дефектации вспомогательного двигателя следует собрать и установить на стенд для контрольных испытаний. Допускается разборка в сокращенном объеме (поузловая), если это признано достаточным для дефектации.

1005. При сокращении объема сдаточных испытаний устанавливается количество (процент) вспомогательных двигателей, испытываемых с нагруженными приводами агрегатов. Это количество испытываемых вспомогательных двигателей может постепенно уменьшиться до полного исключения испытаний с нагруженными приводами агрегатов.

#### **Параграф 25. Контрольные испытания**

1006. Программа контрольных испытаний должна предусматривать виды проверок. Сокращение продолжительности испытания в части 1 может быть допущено, если это признано целесообразным.

Продолжительность работы в части 6 должна соответствовать допустимому времени непрерывной работы по техническим условиям для данного режима, если оно меньше 5 минут.

## **Параграф 26. Дополнительные испытания**

1007. Дополнительным стендовым испытаниям, включающим периодические (комиссионные) и технологические испытания, должны подвергаться серийные и ремонтные вспомогательные газотурбинные двигатели.

Комиссионными испытаниями должна проверяться стабильность качества выпускаемой продукции.

Технологическими испытаниями должны проверяться:

- 1) конструктивные и технологические изменения, внесенные для усовершенствования серийного и ремонтного вспомогательного двигателя;
- 2) таблица предельных износов и зазоров ремонтных вспомогательных двигателей;
- 3) содержание группового комплекта для ремонта вспомогательных двигателей.

1008. Для вспомогательных газотурбинных двигателей серийного производства должна быть отработана методика контроля стабильности запаса газодинамической устойчивости и установлена периодичность проверки.

1009. Один вспомогательный газотурбинный двигатель, выбранный произвольно из партии, выпущенной за определенный период времени, установленный технической документацией, должен успешно пройти комиссионные испытания по программе 150-часовых стендовых испытаний.

## **Параграф 27. Увеличение ресурсов**

1010. При увеличении назначенного ресурса серийного вспомогательного газотурбинного двигателя должно производиться увеличение ресурса до первого капитального ремонта и межремонтного ресурса серийного вспомогательного двигателя должно производиться для всего парка вспомогательных двигателей данной модификации или для серий данной модификации.

При подтверждении увеличенных ресурсов (назначенного, до первого капитального ремонта, межремонтного) в испытательные циклы, при необходимости, должны быть внесены уточнения в соответствии с накопленными данными о фактических условиях эксплуатации парка вспомогательных двигателей.

1011. При увеличении назначенного ресурса вспомогательному газотурбинному двигателю увеличение временно назначенного ресурса вспомогательному двигателю подтверждается эквивалентно-циклическими испытаниями.

Увеличение временно назначенных ресурсов основных деталей и узлов производится на основании их эквивалентно-циклических испытаний. При проведении этих испытаний рекомендуется использовать, детали и узлы, имеющие предварительную наработку в эксплуатации.

1012. При увеличении ресурса до первого капитального ремонта увеличенный ресурс до первого капитального ремонта подтверждается эквивалентно-циклическими испытаниями двух вспомогательных двигателей.

При увеличении ресурса должны быть учтены данные о результатах эксплуатации парка вспомогательных двигателей и о дефектации вспомогательных двигателей при их ремонтах в пределах ранее действовавших ресурсов. Для получения дополнительной диагностической информации рекомендуется через каждые 150-300 часов наработки производить разборку и дефектацию 1-2 вспомогательных двигателей из числа вспомогательных газотурбинных двигателей с наибольшей наработкой. В счет указанных вспомогательных газотурбинных двигателей разрешается использовать вспомогательные двигатели, снятые с эксплуатации по другим причинам.

Эквивалентно-циклические испытания проводятся с запасом по числу испытательных циклов по отношению к увеличенному ресурсу. При ресурсах до 1000 часов запас принимается в 20 %, а при больших ресурсах запас по числу испытательных циклов должен соответствовать превышению наработки по отношению к устанавливаемому ресурсу на 200 часов.

Испытания могут проводиться путем доработки до необходимого числа испытательных циклов на вспомогательном газотурбинном двигателе, отработавших в эксплуатации ранее установленный ресурс или его часть, с полным зачетом фактической наработки вспомогательного двигателя в часах и эксплуатационных циклах.

Вспомогательные газотурбинные двигатели, успешно прошедшие испытания могут быть без разборки использованы для продолжения испытаний с целью дальнейшего увеличения ресурса.

Испытания одного из указанных вспомогательных двигателей могут производиться по эксплуатационной программе, но с запасом.

1013. Межремонтные ресурсы устанавливаются в пределах назначенного ресурса вспомогательного газотурбинного двигателя.

Для установления каждого межремонтного ресурса проводятся следующие работы:

1) эквивалентно-циклические испытания одного ремонтного вспомогательного двигателя на заводе-изготовителе;

2) испытания одного ремонтного вспомогательного двигателя по согласованной программе на ремонтном заводе;

3) обобщение опыта эксплуатации парка вспомогательных двигателей за предшествующий ресурс.

## **Глава 13. Воздушный винт**

**Сноска. Заголовок главы 13 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).**

### **Параграф 1. Эксплуатация Воздушного винта**

1014. В параграфе 22 настоящей главы изложены требования к воздушным винтам изменяемого шага ВС всех весовых категорий с числом маршевых газотурбинных двигателей не менее двух. Вышеуказанные требования выполняются для обеспечения летной годности воздушного винта в ожидаемых условиях эксплуатации.

1015. Соответствие воздушного винта требованиям параграфа 22 настоящей главы должно устанавливаться на основании результатов расчетов, стендовых и летных испытаний, а также на основе опыта эксплуатации:

1) при сертификации воздушного винта "до установки на ВС" - в объеме требований;

2) при сертификации ВС - в объеме требований. На этом этапе сертификации засчитываются положительные результаты той части летных испытаний воздушного винта при его сертификации "до установки на ВС", которая удовлетворяет требованиям ;

3) при контроле серийно выпускаемых и ремонтных воздушных винтов - в объеме требований.

1016. В технической документации на воздушный винт должны быть представлены Руководство по технической эксплуатации, основные данные и ожидаемые условия эксплуатации. Указанные данные составляют официальный статус воздушного винта при его испытаниях, сертификации и эксплуатации.

Ожидаемые условия эксплуатации, включая осредненные полетные циклы ( полетные циклы), должны являться основой для составления программ испытаний воздушного винта и его деталей, подтверждающих соответствие воздушного винта требованиям параграфа 22 настоящей главы.

1017. Применение на воздушном винте готовых изделий должно согласовываться с разработчиками этих изделий с учетом условий их работы.

1018. Воздушный винт должен предъявляться на сертификацию:

1) с агрегатами, системами и датчиками;

2) с комплектом технической документации, необходимой для эксплуатации и технического обслуживания;

3) с комплектом бортового инструмента, приспособлений, контрольно-измерительной и диагностической аппаратуры, обеспечивающими выполнение технического обслуживания, предусмотренного Руководством по технической эксплуатации и Регламентом технического обслуживания воздушного винта;

4) с комплектом запасных агрегатов, деталей и расходных материалов, необходимых для выполнения технического обслуживания в соответствии с Регламентом технического обслуживания.

1019. Параметры (режимы) полета:

1) высота полета;

2) скорость (число  $M$ ) полета;

3) угол наклона оси воздушного винта в пространстве;

4) перегрузки.

Параметры состояния и воздействия на воздушный винт внешней среды:

барометрическое давление, температура и влажность атмосферного воздуха;

направление и скорость ветра;

обледенение.

Эксплуатационные факторы:

ресурсы воздушного винта (в часах, полетных циклах), срок службы (календарное время);

режимы работы воздушного винта (мощности двигателя), число и последовательность выходов на эти режимы за один полетный цикл и допустимая непрерывная и общая продолжительность работы воздушного винта на определенных режимах (в том числе на режимах авторотации и реверсирования), а также сведения о переменных процессах;

характеристики профиля полета;

применяемые рабочие и технические жидкости, присадки;

температуры рабочей жидкости агрегатов воздушного винта;

параметры энергопитания агрегатов;

температура среды в местах установки агрегатов управления воздушным винтом;

покрытие, вид и состояние взлетно-посадочной полосы и места стоянки ВС;

периодичность и виды технического обслуживания воздушного винта;

величины механических и коррозионных повреждений деталей воздушного винта в эксплуатации;

особенности компоновки воздушного винта на двигателе ВС.

## **Параграф 2. Конструкция воздушного винта**

1020. Воздушный винт с его системами и агрегатами должен быть спроектирован и изготовлен так, чтобы в ожидаемых условиях эксплуатации, в течение назначенного ресурса и срока службы отказы с опасными последствиями, приводящие к возникновению катастрофической ситуации, оценивались за час наработки воздушного винта как события практически невероятные. Подтверждение выполнения этого требования должно проводиться на основе анализа конкретной схемы реальной конструкции, материалов статистической оценки надежности подобных конструкций за длительный период эксплуатации, а также результатов испытаний данной конструкции.

1021. Должен быть проведен анализ причин и последствий функциональных отказов воздушного винта с учетом истории доводки воздушного винта и опыта эксплуатации его прототипа или аналога. По отказам, которые могут иметь опасные последствия, должно быть показано, что в конструкции, технологии изготовления и документации по техническому обслуживанию воздушного винта предусмотрены специальные меры:

1) по предотвращению таких отказов;

2) по своевременному выявлению и устранению дефектов и повреждений воздушного винта, которые могут привести к возникновению отказов с опасными последствиями.

1022. Воздушный винт, его агрегаты и системы должны быть спроектированы и изготовлены так, чтобы:

1) обеспечивалась возможность осмотра, технического обслуживания и ремонта в эксплуатации в соответствии с Руководством по технической эксплуатации и Регламентом технического обслуживания;

2) установка воздушного винта на двигатель, а также замена и регулировка его агрегатов были нетрудоемкими.

1023. Конструкция механизма изменения шага воздушного винта должна обеспечивать перевод его лопастей в любое положение, заданное системой регулирования и управления, в ожидаемых условиях эксплуатации.

1024. Положение лопастей воздушного винта должно фиксироваться упорами механизма изменения шага:

1) механическим упором угла флюгерного положения лопастей ( $\phi\phi. п$ );

2) механическим или гидравлическим упором промежуточного угла установки лопастей ( $\phi п. у$ );

3) механическим или гидравлическим упором минимального угла установки лопастей ( $\phi min$ );

4) механическим упором реверсивного угла установки лопастей ( $\phi рев$ ) для реверсивных воздушных винтов.

Допускается совместное применение в механизме изменения шага воздушного винта гидравлического и механического упоров.

Допускается оснащение механизма изменения шага воздушного винта дополнительными гидравлическими или механическими упорами при условии, что они не снижают надежности фиксации лопастей упорами, требуемыми данным пунктом.

1025. В конструкции воздушного винта должна быть предусмотрена защита от превышения частоты вращения сверх максимально допустимого значения при любом изменении режима работы двигателя в диапазоне от режима земного малого газа до взлетного, а также при резком изменении режимов полета.

1026. При выключенном двигателе в полете и во флюгерном положении лопастей воздушного винта допускается вращение воздушного винта с частотой не более 0,5 с-1 в рабочем направлении.

1027. Детали воздушного винта и его агрегатов, отказ которых может привести к опасным последствиям, должны маркироваться так, чтобы можно было, используя техническую документацию, получить необходимые сведения об их изготовлении. В технической документации на изготовление этих деталей должен предусматриваться повышенный объем их контроля.

1028. Конструкция воздушного винта должна допускать возможность статической балансировки в соответствии с технической документацией.

1029. Должна обеспечиваться взаимозаменяемость воздушных винтов и их агрегатов, предназначенных для установки на ВС и двигателе данного типа. При замене агрегатов допускается регулировка агрегатов воздушного винта согласно Руководства по технической эксплуатации.

1030. Консервация и расконсервация воздушного винта и его агрегатов не должны требовать их частичной разборки (за исключением демонтажа лопастей).

1031. Транспортирование воздушного винта в соответствии с технической документацией не должно снижать его работоспособности.

### **Параграф 3. Прочность воздушного винта**

1032. Статические и динамические напряжения в деталях воздушного винта не должны при данных особенностях конструкции, используемых материалах и технологии изготовления превышать значений, установленных с учетом опыта эксплуатации и результатов расчетов и испытаний.

1033. В Руководстве по технической эксплуатации и Регламенте технического обслуживания должны быть указаны допустимые повреждения воздушного винта, которые могут возникать в эксплуатации. Величины допустимых повреждений должны устанавливаться на основании расчетов, испытаний и опыта эксплуатации воздушного винта аналогичной конструкции.

1034. Статическая прочность воздушного винта должна удовлетворять требованиям настоящих Норм.

1035. Безопасность воздушного винта от флаттера должна обеспечиваться в соответствии с требованиями.

1036. Обеспечение выносливости конструкции воздушного винта должно проводиться в соответствии с требованиями.

#### **Параграф 4. Материалы воздушного винта**

1037. Все материалы, применяемые для изготовления воздушного винта и его агрегатов, должны соответствовать требованиям действующих стандартов, норм и технических условий и должны быть выбраны с учетом действительных условий их работы в конструкции в течение ресурса, а также соответствующих сроков службы и сохраняемости.

Везде, где это возможно, должны применяться материалы, обладающие достаточными антикоррозионными свойствами и износоустойчивостью.

Обоснование выбора материалов должно включаться в техническую документацию по воздушному винту.

1038. Расчетные характеристики материалов воздушного винта, от прочности и сопротивления усталости которых зависит безопасность конструкции, должны основываться на результатах вероятностных оценок свойств полуфабрикатов, применяемых для их изготовления.

#### **Параграф 5. Технология воздушного винта**

1039. Воздушный винт и его агрегаты должны удовлетворять требованиям пункта 1020 настоящих Норм.

1040. Правку лопастей воздушного винта в процессе их изготовления и ремонта необходимо производить в соответствии с нормами допустимых деформаций, указанными в технической документации на конкретный воздушный винт.

1041. Для повышения степени выносливости наиболее нагруженные детали воздушного винта (лопасти, корпус, стаканы) при необходимости должны быть подвергнуты поверхностному упрочнению по соответствующим технологическим инструкциям.

1042. Детали воздушного винта или его агрегаты, имеющие каналы для масла, должны подвергаться при изготовлении и ремонте промывке для обеспечения требуемых норм по чистоте его масляной системы.

1043. Наружные поверхности воздушного винта должны быть защищены от воздействия коррозии и метеорологических факторов, ухудшающих расчетные характеристики его материалов.

#### **Параграф 6. Ресурсы воздушного винта**



1044. Конструкция воздушного винта должна в течение определенного времени эксплуатации (назначенного ресурса) выдерживать без разрушений, угрожающих безопасности полета, воздействие действующих в эксплуатации нагрузок.

При сертификации воздушного винта "до установки на ВС" устанавливаются ресурсы воздушного винта в соответствии с ожидаемыми условиями эксплуатации.

1045. Ресурсы агрегатов и комплектующих изделий устанавливаются на основании их испытаний в системе воздушного винта (двигателя), а также автономных испытаний на специальных установках.

#### **Параграф 7. Масляная система воздушного винта**

1046. Масляная система воздушного винта должна обеспечивать его нормальное функционирование на всех режимах работы в ожидаемых условиях эксплуатации.

1047. Масляная система должна надежно работать на маслах, применяемых на двигателе.

1048. Фильтры для очистки масла, расположенные за маслососами регулятора воздушного винта, должны обеспечивать тонкость фильтрации, предусмотренную технической документацией, а также обладать способностью работать без очистки в течение срока, предусмотренного Регламентом технического обслуживания.

1049. В конструкции фильтра должен быть клапан для перепуска масла в количестве, необходимом для питания воздушного винта и его агрегатов в случае засорения фильтрующих элементов или при запуске двигателя с температурой масла, близкой к минимальной допустимой по условиям эксплуатации.

Смыв и унос отложений с фильтрующего элемента при открытии перепускного клапана должен быть исключен.

#### **Параграф 8. Система регулирования и управления**

1050. Конструкция, монтаж и регулировка элементов управления воздушного винта и его агрегатов должны выполняться исходя из обеспечения их работоспособности в ожидаемых условиях эксплуатации.

1051. Все агрегаты воздушного винта должны иметь документацию, подтверждающую их пригодность для летной эксплуатации.

1052. Система регулирования и управления должна обеспечивать точность поддержания заданной частоты вращения воздушного винта на установившихся режимах, а при переменных процессах ограничивать забросы, провалы и время восстановления частоты вращения воздушного винта в соответствии с технической документацией.

1053. Система регулирования воздушного винта должна обеспечивать возможность флюгирования лопастей винта с любого угла их установки.

1054. На режимах положительной тяги система управления реверсированием лопастей воздушного винта должна исключать самопроизвольную выдачу команды на перевод лопастей в реверсивное положение.

1055. Скорость поворота лопастей воздушного винта при переводе их в реверсивное положение, величина максимальной отрицательной тяги и время ее непрерывного использования должны быть указаны в технической документации.

1056. Разница частот вращения соосных воздушных винтов должна быть обоснована и указана в технической документации.

1057. При переводе лопастей воздушного винта во флюгерное положение расчетные усилия, воздействующие на механизм изменения шага, должны быть не менее чем в 1,5 раза больше максимальных усилий, действующих на механизм изменения шага при нормальной работе воздушного винта в ожидаемых условиях эксплуатации.

1058. Все агрегаты воздушного винта, приводимые во вращение двигателем, должны быть сконструированы таким образом, чтобы при частоте вращения, превышающей на 25 % частоту вращения, соответствующую максимальной регулируемой частоте вращения воздушного винта, сохранялась их работоспособность.

#### **Параграф 9. Защитные устройства воздушного винта**

1059. Механизм изменения шага воздушного винта должен быть оборудован защитными устройствами:

- 1) упором промежуточного угла установки лопастей;
- 2) фиксации шага лопастей, например "скользящим упором" или другим устройством;
- 3) центробежным затяжелителем шага или центробежным фиксатором шага;
- 4) ограничителем отрицательной тяги по сигналу от двигателя.

1058. Защитные устройства воздушного винта не должны допускать превышения величины отрицательной тяги сверх допустимого ее значения. Отказ защитных устройств должен быть событием практически невероятным.

1060. Ограничение частоты вращения воздушного винта сверх максимальной рекомендуется производить устройствами, отрегулированными на частоту вращения несколько меньшую той, на которую настраивается устройство, ограничивающее максимальную допустимую частоту вращения ротора двигателя.

#### **Параграф 10. Противообледенительная система, приводы агрегатов воздушного винта**

1061. Противообледенительная система воздушного винта должна обеспечивать предохранение лопастей от наращивания льда без неблагоприятного влияния на летно-эксплуатационные характеристики ВС.

Противообледенительная система должна обеспечивать нормальную работу воздушного винта в ожидаемых условиях эксплуатации в течение периода времени, указанного в Руководстве по технической эксплуатации для каждого режима работы двигателя.

1062. Конструкция противообледенительной системы воздушного винта должна обеспечивать проверку ее исправности на земле и контроль за ее работой в полете.

#### **Параграф 11. Регулятор, трубопроводы, разъемы, соединения**

1063. Должны предусматриваться меры, предотвращающие опасные превышения частоты вращения сверх установленных их значений в случае отказа регулятора.

1064. Должна быть обеспечена возможность технического обслуживания, проверки, регулировки и замены регулятора воздушного винта без демонтажа соседних агрегатов.

1065. Трубопроводы, разъемы, соединения в системах воздушного винта должны удовлетворять требованиям Воздушного винта согласно параграфу 17 настоящей главы

#### **Параграф 12. Аппаратура контроля**

1066. Для каждого типа воздушного винта и его агрегатов должен представляться перечень аппаратуры и приборов, необходимых для регулирования и управления воздушным винтом с указанием потребных пределов точности измерений.

1067. Вблизи каждого ответвления к контрольно-измерительным приборам рекомендуется предусматривать устройства, ограничивающие утечки рабочей жидкости при поломке трубопроводов.

1068. На воздушном винте и его агрегатах, предъявляемых к испытаниям, может быть установлено дополнительное оснащение для приборов применяемых при испытаниях.

1069. На агрегатах воздушного винта должны быть установлены датчики или выводы к ним, обеспечивающие предполетную проверку исправности воздушного винта и его агрегатов.

#### **Параграф 13. Испытания воздушного винта при сертификации "до установки на ВС"**

1070. При сертификации "до установки на ВС" воздушный винт должен удовлетворительно пройти следующие стендовые испытания:

- 1) специальные испытания;

- 2) 150-часовые испытания;
- 3) испытания по установлению ресурсов.

1071. Для оценки результатов стендовых испытаний при сертификации воздушного винта следует учитывать историю доводки воздушного винта.

1072. При испытаниях в необходимых сочетаниях должны измеряться следующие параметры:

- 1) частота вращения воздушного винта;
- 2) крутящий момент на валу двигателя;
- 3) расход топлива;
- 4) температура масла на входе в двигатель и выходе из него;
- 5) давление масла в каналах управления шагом воздушного винта и на входе в регулятор воздушного винта;
- 6) количество масла, необходимое для ввода лопастей воздушного винта во флюгерное положение и вывода из флюгерного положения;
- 7) напряжение и сила тока противообледенительной системы воздушного винта и электродвигателей флюгерных насосов;
- 8) электрические сигналы: включения и выключения флюгерного насоса, включения и выключения фиксации лопастей воздушного винта промежуточным упором, закрытия топливного крана выключения двигателя;
- 9) угол установки лопастей воздушного винта.

В зависимости от особенностей воздушного винта указанный перечень параметров может изменяться.

1073. При проведении специальных испытаний воздушного винта допускается применение агрегатов, на которых произведена доработка с целью имитации отказов системы регулирования и управления.

1074. В испытаниях должны применяться масла, указанные в Руководстве по технической эксплуатации. Образцы масла в процессе испытаний должны периодически отбираться для анализа.

1075. При указанных испытаниях воздушного винта должны быть установлены все предназначенные для него агрегаты и устройства, если в требованиях к конкретным испытаниям не оговорено иное. Положение регулируемых элементов должно быть проверено и отмечено:

- 1) при каждой разборке воздушного винта;
- 2) при изменении положения регулируемых элементов, если это предусмотрено программой испытаний.

1076. Компоновка систем стенда (размеры, конфигурация трубопроводов, характеристики электрических проводов, схема фильтрации) при испытаниях воздушного винта должна обеспечивать воспроизведение ожидаемых условий эксплуатации воздушного винта, зависящих от этих элементов. Для определения

характеристики мощности воздушного винта агрегаты двигателя, не предназначенные для непосредственного обслуживания воздушного винта, должны быть отключены и не должен производиться отбор воздуха из компрессора на самолетные нужды. Испытания воздушного винта, не имеющие целью определение характеристики мощности, должны проводиться, по возможности, с установленными на двигателе самолетными агрегатами, загруженными в соответствии с программой испытаний.

1077. В процессе 150-часовых испытаний разрешается проводить только обслуживание и ремонт воздушного винта согласно Руководству по технической эксплуатации. Если необходимо прибегнуть к значительному ремонту или замене деталей, то должны быть проведены дополнительные испытания.

Содержания и условия этих дополнительных испытаний устанавливаются в зависимости от характера и объема проведенных ремонтных работ или замены деталей.

1078. Измеренные при испытаниях воздушного винта на двигателе величины основных параметров (частота вращения, расход топлива, мощность воздушного винта), значения которых зависят от атмосферных условий, должны приводиться к условиям стандартной атмосферы по формулам.

1079. Если в результате любого из испытаний или в результате модификации в конструкцию воздушного винта введено какое-либо изменение, то все уже законченные испытания, на которые может повлиять введенное изменение, должны быть повторены.

Компоновка воздушного винта для 150-часовых стендовых испытаний и испытаний по установлению ресурсов должна полностью совпадать с компоновкой для государственных испытаний. При специальных стендовых испытаниях должна выдерживаться идентичность воздушного винта с его компоновкой для государственных испытаний, по крайней мере, по тем элементам конструкции, которые могут оказать влияние на проверяемые характеристики или свойства воздушного винта

1080. Специальные испытания воздушного винта и 150-часовые стендовые испытания должны проводиться на двигателе того типа, для работы с которым он предназначен. Каждый этап испытаний должен проводиться, как правило, без перерыва

1081. После завершения 150-часовых испытаний или специальных испытаний воздушный винт и его агрегаты должны быть подвергнуты дефектации в объеме, указанном в программе испытаний.

#### **Параграф 14. Специальные стендовые испытания воздушного винта**

1082. Воздушный винт и его детали должны удовлетворительно пройти следующие специальные испытания:

- 1) по проверке противообледенительной системы лопастей воздушного винта;

- 2) на центробежную нагрузку;
- 3) с превышением максимальной частоты вращения воздушного винта;
- 4) по проверке характеристик воздушного винта при срабатывании его защитных устройств;
- 5) по определению максимальных допустимых утечек масла из каналов воздушного винта;
- 6) по проверке работы воздушного винта при флюгировании его лопастей;
- 7) по определению работоспособности воздушного винта при имитации отказов его отдельных систем;
- 8) по проверке прочности воздушного винта;
- 9) по проверке работы воздушного винта на реверсивном режиме.

1083. Проверка противообледенительной системы лопастей воздушного винта при стендовых испытаниях на двигателе должна проводиться термометрированием обогреваемых поверхностей в "сухом" воздухе в соответствии с программой испытаний.

Проверка противообледенительной системы лопастей воздушного винта должна быть проведена на следующих режимах:

- 1) земного малого газа;
- 2) промежуточно-установившихся, указанных в программе испытаний;
- 3) взлетном.

1084. При испытаниях на центробежную нагрузку, узел крепления лопастей во втулке воздушного винта должен подвергаться нагрузке в два раза больше, чем нагрузка от максимальной центробежной силы, воздействующей на него при вращении воздушного винта с частотой, соответствующей взлетному режиму. Испытание может быть проведено либо при вращении воздушного винта, либо при статических испытаниях на растяжение.

Продолжительность приложения повышенной нагрузки должна быть установлена программой испытаний.

1085. Испытание с превышением максимальной частоты вращения воздушного винта должно быть проведено в течение 10 минут (20 циклов по 30 секунд) при вращении воздушного винта с частотой, превышающей его максимальную частоту вращения на величину возможного кратковременного заброса при совместной работе воздушного винта с двигателем или превышающей на 5 % частоту вращения на взлетном режиме, в зависимости от того какая из них больше.

Допускается уменьшение длительности циклов при сохранении суммарной продолжительности работы с превышением частоты вращения в течение 10 минут.

1086. При проверке характеристик воздушного винта при срабатывании его защитных устройств, характеристики воздушного винта при срабатывании защитных устройств на режимах, на которых это предусмотрено, при имитации отказов

отдельных систем, а также характеристики воздушного винта на реверсивном режиме должны быть определены при испытаниях воздушного винта с двигателем в аэродинамической трубе или, если это невозможно, на ВС (летающей лаборатории).

1087. При испытании должны быть определены максимальные допустимые утечки масла из механизма изменения шага лопастей отдельно по каналам управления большого, малого шага и фиксатора шага и при утечках из двух каналов одновременно.

При проведении испытания допускается применение дополнительных устройств, позволяющих проводить имитацию последовательно увеличивающихся (через 5 л/мин) утечек из каналов воздушного винта.

Максимальными допустимыми утечками масла могут быть признаны такие наибольшие утечки, при которых воздушный винт совместно с двигателем работает без отклонений от параметров, заданных технической документацией.

1088. Проверка работы воздушного винта при флюгировании его лопастей должна проводиться при минимальной и максимальной температуре масла на входе в двигатель допустимую в эксплуатации, и должна показать, что параметры флюгирования воздушного винта находятся в пределах, установленных технической документацией:

1) при включении системы флюгирования вручную - во всем диапазоне режимов работы двигателя, а также на выключенном двигателе;

2) при автоматическом включении системы флюгирования - в диапазоне режимов работы двигателя, предусмотренном технической документацией;

3) при включении аварийной системы флюгирования - во всем диапазоне режимов работы двигателя.

1089. При стендовых испытаниях воздушного винта должна быть проведена имитация указанных ниже отказов. При этом должно быть показано, что отказы не приводят к возникновению недопустимой отрицательной тяги и недопустимому превышению частоты вращения воздушного винта:

1) по одиночным отказам - зависания золотника центробежного механизма регулятора частоты вращения воздушного винта в положении выдачи команды на уменьшение угла установки лопастей;

утечек из каналов воздушного винта, превышающих по величине допустимые утечки;

2) по двойным отказам - зависания золотника центробежного механизма регулятора частоты вращения воздушного винта в положении выдачи команды на уменьшение угла установки лопастей и одновременного отказа центробежного фиксатора шага.

Для конкретного типа воздушного винта виды отказов и испытаний должны быть установлены программой испытаний.

1090. Прочность основных деталей воздушного винта (лопастей, корпусов, стаканов, картеров и валов, в том числе валов соосных воздушных винтов) должна подтверждаться:

- 1) проверкой нагрузок (напряжений) основных деталей воздушного винта при испытаниях;
- 2) динамическими лабораторными испытаниями на выносливость основных деталей воздушного винта при нагрузках, по возможности отражающих нагруженность в эксплуатации;
- 3) испытаниями по установлению ресурсов воздушного винта;
- 4) проверкой соответствия заданным значениям запасов прочности;
- 5) проверкой защиты от флаттера и лабораторными испытаниями по определению частотных характеристик лопастей воздушного винта.

При обнаружении в пределах рабочего диапазона частот вращения воздушного винта режимов с повышенным по условиям прочности уровнем переменных напряжений в вале или в валах (соосных винтов) должны быть проведены испытания по определению предела выносливости при приложении совокупности нагрузок, действующих на вал в эксплуатации. В случае невозможности проведения испытаний с такой совокупностью нагрузок к валу должна прикладываться основная нагрузка, определяющая его усталостную прочность. Влияние на усталостную прочность вала нагрузок, не воспроизводимых при испытаниях, должно быть оценено расчетным путем.

В отдельных случаях предел выносливости валов может быть оценен по результатам испытаний аналогичных конструкций.

1091. При проверке работы воздушного винта на реверсивном режиме, должно быть проверено соответствие скорости поворота лопастей при переводе их в реверсивное положение значению, заданному технической документацией.

Должны быть определены максимальная и минимальная частоты вращения воздушного винта и плавность изменения частоты его вращения при переходе на режим реверсирования тяги.

Испытаниями должно быть показано, что не происходит самопроизвольный переход лопастей воздушного винта в реверсивное положение.

#### **Параграф 15. 150-часовые стендовые испытания воздушного винта**

1092. При 150-часовых стендовых испытаниях должно быть определено:

- 1) соответствие воздушного винта требованиям, указанным в технической документации;
  - 2) работоспособность воздушного винта и систем его регулирования и управления.
- Программа 150-часовых стендовых испытаний воздушного винта должна включать: подготовительные работы;



проверки характеристик и работоспособности воздушного винта и его систем на двигателе;

испытания воздушного винта совместно с двигателем;

дополнительные испытания воздушного винта;

работы после испытаний.

1093. В подготовительные работы перед 150-часовыми стендовыми испытаниями должны входить:

1) изучение и проверка материалов предъявления воздушного винта на испытания;

2) приемка воздушного винта на испытания, которая включает:

внешний осмотр всех деталей и микрометрический обмер трущихся деталей воздушного винта;

сборку и статическую балансировку воздушного винта;

проверку геометрических характеристик воздушного винта;

взвешивание воздушного винта;

лабораторную проверку воздушного винта и регулятора частоты вращения.

Лабораторная проверка проводится на стендах без двигателя и включает, например, определение величин утечек по каналам управления воздушным винтом, настройку защитных устройств;

подготовку и установку на стенд измерительной аппаратуры;

установку и отладку воздушного винта на двигателе.

1094. В проверки характеристик и работоспособности воздушного винта и его систем на двигателе должны входить:

1) проверка устойчивости поддержания установившихся частот вращения воздушного винта на различных режимах работы двигателя;

2) проверка заданной технической документацией разности частот вращения соосных воздушных винтов;

3) проверка работы воздушного винта при положительных и отрицательных углах установки лопастей на различных установившихся режимах работы двигателя;

4) проверка работы воздушного винта при переменных процессах двигателя;

5) проверка работоспособности защитных устройств: промежуточного упора, фиксатора шага лопастей, центробежного затяжителя шага лопастей;

6) проверка работоспособности системы флюгирования лопастей при вводе последних во флюгерное положение от  $\varphi_{min}$  или  $\varphi_{рев}$  при режимах работы двигателя, устанавливаемых программой испытаний, и при выводе из флюгерного положения:

при включении системы на ввод лопастей во флюгерное положение вручную;

при автоматическом включении системы от различных предусмотренных сигналов (по крутящему моменту, по отрицательной тяге);

при включении аварийной системы флюгирования;

проверка давления масла в каналах управления механизмом изменения шага воздушного винта;

проверка влияния температуры масла на входе двигателя на поддержание заданной частоты вращения воздушного винта.

1095. Испытания воздушного винта совместно с двигателем должны проводиться по программе 150-часовых стендовых испытаний двигателя.

Должны быть проведены дополнительные стендовые испытания для того, чтобы общее число переключений механизма изменения шага и вводов лопастей во флюгерное положение с учетом стендовых испытаний составляло не менее:

1) 375 переключений механизма воздушного винта с изменением режима работы двигателя от земного малого газа до максимального продолжительного режима и обратно;

2) 875 переключений от режима земного малого газа до режима, соответствующего 0,6-0,85 максимального продолжительного, и обратно;

3) 300 проверок при переменных процессах двигателя;

4) 1450 выключений промежуточного упора лопастей при изменении режима работы двигателя;

5) 60 вводов лопастей во флюгерное положение при включении вручную системы флюгирования на работающем двигателе и 15 - при выключенном двигателе;

6) 100 вводов лопастей во флюгерное положение при автоматическом включении системы флюгирования;

7) 40 вводов лопастей во флюгерное положение при включении аварийной системы флюгирования;

8) 190 частичных флюгирований лопастей;

9) 400 переключений механизма воздушного винта, имеющего реверсивный режим работы, от фп.у до фрев и обратно.

Дополнительные переключения механизма изменения шага воздушного винта допускается проводить на другом экземпляре двигателя того же типа или на лабораторных стендах.

1096. В течение 25 % продолжительности 150-часовых стендовых испытаний должна быть включена противообледенительная система лопастей воздушного винта. Режимы работы с включенной противообледенительной системой должны определяться программой испытаний.

1097. После 150-часовых стендовых испытаний должны быть выполнены следующие работы:

1) лабораторная проверка воздушного винта и регулятора частоты вращения;

2) разборка воздушного винта и регулятора частоты вращения, осмотр и дефектация их деталей;

3) микрометрический обмер трущихся деталей воздушного винта и регулятора частоты вращения;

4) специальный контроль деталей воздушного винта и регулятора частоты вращения согласно технической документации;

5) исследование дефектных деталей воздушного винта и регулятора частоты вращения;

б) обработка материалов испытания и составление акта по результатам испытаний.

1098. Результаты 150-часовых стендовых испытаний могут быть признаны удовлетворительными, если подтверждено соответствие воздушного винта требованиям, установленным технической документацией.

#### **Параграф 16. Испытания по установлению ресурсов воздушного винта**

1099. Для установления ресурсов воздушного винта должны быть проведены испытания, предусмотренные пунктом 1045 настоящих Норм.

1100. При сертификации "до установки на ВС" воздушный винт должен удовлетворительно пройти летные испытания, включающие проверки:

1) летно-эксплуатационных характеристик воздушного винта и систем его регулирования и управления на основных эксплуатационных режимах;

2) вибрационного нагружения элементов воздушного винта;

3) работоспособности противообледенительной системы;

4) работоспособности автоматических систем защиты от недопустимой отрицательной тяги воздушного винта;

5) работоспособности системы реверсирования тяги воздушного винта;

б) работы воздушного винта в полетах по типовому профилю.

1101. Испытаниям должен подвергаться воздушный винт, соответствующий по конструкции и основным данным воздушному винту, предъявляемому на государственные испытания. Испытания могут проводиться с другими воздушными винтами того же типа, имеющими отличия от указанного выше образца, не влияющие существенно на проверяемые характеристики.

1102. Испытания должны проводиться на двигателе того типа, для работы с которым воздушный винт предназначен. Мощность и другие данные двигателя, определяющие режимы работы воздушного винта, должны соответствовать данным образца этого типа двигателя, предъявляемого на государственные испытания.

1103. Испытания допускается выполнить либо на ВС того типа, для которого воздушный винт с двигателем предназначен, либо на ВС другого типа, специально оборудованного для их летных испытаний (на летающей лаборатории). При этом конструкция и компоновка элементов силовой установки, в которую входит испытываемый воздушный винт, а также элементов и систем ВС, влияющих на работу

воздушного винта, должны обеспечивать воспроизведение ожидаемых условий эксплуатации воздушного винта, зависящих от этих элементов (например, по температуре среды в местах установки агрегатов воздушного винта, температуре рабочей жидкости его механизмов, параметрам электропитания агрегатов). Допускается применение имитаторов, создающих эти условия.

### **Параграф 17. Летные испытания воздушного винта**

1104. Проверка в условиях летной эксплуатации должна показать работоспособность воздушного винта, правильность выбора основных фиксируемых упорами углов установки его лопастей, а также соответствие других летно-эксплуатационных характеристик воздушного винта, системы его регулирования и управления, средств контроля работы, входящих в конструкцию, требованиям и данным технической документации.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) устойчивость и точность регулирования частоты вращения воздушного винта и разность частот вращения соосных воздушных винтов на всех установившихся режимах, на которых двигатель проверяется;

2) работоспособность механизма поворота лопастей воздушного винта и характеристики качества регулирования его частоты вращения, в том числе максимальные величины и длительность отклонений частоты вращения воздушного винта от ее равновесных значений при переменных процессах в двигателе, включая запуски, на которых он проверяется;

3) работоспособность механизма поворота лопастей воздушного винта при принудительных (вручную) включениях имеющихся систем ввода лопастей во флюгерное положение и при выводе из него на всех типовых этапах полета, горизонтальных "площадках" и маневрах, на которых проверяется двигатель;

4) правильность выбора флюгерного угла установки лопастей воздушного винта. Проверка должна показать, что в диапазоне скоростей полета, соответствующем ожидаемым условиям эксплуатации, воздушный винт либо не вращается, либо вращается в рабочем направлении с частотой не более  $0,5 \text{ с}^{-1}$ ;

5) правильность выбора минимального угла установки лопастей воздушного винта, при котором в наземных условиях (при стоянке ВС) должны обеспечиваться:

нормальный запуск одновального двигателя;

достаточный обдув теплообменника маслосистемы на режиме земного малого газа;

тяга воздушного винта на режиме земного малого газа в пределах, указанных в технической документации;

6) работоспособность средств контроля работы воздушного винта, входящих в его конструкцию.

При испытаниях следует оценить влияние длительной работы воздушного винта в крейсерском полете на работоспособность механизма поворота лопастей и системы регулирования и управления при переменных процессах в двигателе и при вводе лопастей воздушного винта во флюгерное положение и выводе из него. Проверку следует провести после работы при температуре атмосферного воздуха не выше  $40^{\circ}\text{C}$  в течение не менее 2 часов на максимальном крейсерском режиме двигателя, указанном в Руководстве по технической эксплуатации, или в течение максимальной возможной в эксплуатации продолжительности работы на этом режиме, если она менее двух часов.

1105. Проверка вибрационного нагружения элементов воздушного винта должна показать, что условия летной эксплуатации воздушного винта не приводят к такому повышению уровня вибрационного нагружения его элементов, которое недопустимо по выносливости и ресурсу воздушного винта.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) характер и уровень вибрационного нагружения элементов воздушного винта на земле в условиях и на режимах работы турбовинтового двигателя, на которых он проверяется;

2) характер и уровень вибрационного нагружения элементов воздушного винта на всех режимах полета и работы турбовинтового двигателя, на которых он проверяется.

При испытаниях должно быть оценено влияние на уровень вибрационного нагружения элементов воздушного винта ветровых условий у земли.

Проверке для определения вибрационного нагружения подлежат лопасти воздушного винта, а также валы, корпуса и другие его элементы, перечень которых должен быть определен на основании результатов стендовых испытаний этого типа воздушного винта и опыта доводки других воздушных винтов, имеющих аналогичную конструкцию.

1106. Проверка работоспособности противообледенительной системы должна показать, что в условиях летной эксплуатации противообледенительной системы воздушного винта с элементами средств ее управления и контроля, входящими в конструкцию воздушного винта, работоспособна и не оказывает недопустимого влияния на параметры двигателя.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, которые допускается выполнять только в "сухом" воздухе.

Летные испытания должны быть произведены на различных высотах полета до 11000 метров включительно или до максимальной высоты согласно ожидаемым условиям эксплуатации воздушного винта, если она менее 11000 метров, с охватом

ожидаемого в эксплуатации диапазона скоростей полета. При испытании на различных режимах двигателя в диапазоне от режима земного (полетного) малого газа до взлетного (максимального) режима должны быть оценены:

1) работоспособность противообледенительной системы (например, по параметрам, характеризующим - работу электронагревателей противообледенительной системы), работоспособность средств управления и контроля противообледенительной системы, входящих в конструкцию воздушного винта;

2) влияние работы противообледенительной системы на параметры двигателя.

1107. При проверке работоспособности автоматических систем защиты от недопустимой отрицательной тяги воздушного винта проверка в условиях летной эксплуатации воздушного винта должна показать:

1) работоспособность и помехозащищенность систем защиты от недопустимой отрицательной тяги воздушного винта;

2) соответствие летно-эксплуатационных характеристик систем данным технической документации;

3) работоспособность средств контроля защитных систем в эксплуатации, входящих в конструкцию воздушного винта.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

работоспособность автоматических систем флюгирования лопастей воздушного винта, ограничения отрицательной тяги, ограничения промежуточного положения лопастей при нормальной работе двигателя на режимах, где эти системы должны вступать в работу, и при имитации отказов двигателя и системы регулирования и управления воздушного винта. При этом должны быть определены границы надежного срабатывания систем по параметрам (режимам) полета, прямым или косвенным способом оценено изменение тяги двигателя, в том числе на режиме авторотации воздушного винта при положении его лопастей на упорах промежуточного и минимального углов установки (если использование минимального угла в полете предусмотрено Руководством по технической эксплуатации);

достаточность запасов по параметрам срабатывания датчиков системы автоматического флюгирования, исключающих ее срабатывание на режимах нормальной работы двигателя, где вступление в работу системы не предусмотрено;

правильность выбора промежуточного угла установки лопастей воздушного винта, при котором должны обеспечиваться устойчивая работа двигателя на посадочных режимах в ожидаемых условиях эксплуатации и требуемая согласно технической документации его приемистость, а величина отрицательной тяги при авторотации должна быть минимально возможной;

работоспособность средств контроля защитных систем в эксплуатации, входящих в конструкцию воздушного винта.

При испытаниях следует оценить влияние температуры атмосферного воздуха в диапазоне ее изменения, если это влияние ожидается существенным.

1108. При проверке работоспособности системы реверсирования тяги воздушного винта, проверка в условиях летной эксплуатации воздушного винта должна показать:

- 1) работоспособность системы реверсирования тяги;
- 2) устойчивость работы двигателя и воздушного винта и соответствие их параметров на режимах реверсирования тяги данным технической документации;
- 3) работоспособность средств контроля системы реверсирования тяги воздушного винта, входящих в его конструкцию.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

работоспособность системы реверсирования тяги, устойчивость работы и параметры двигателя на установившихся режимах и при включении, работе и выключении системы на тех этапах полета, на которых разрешено использование системы;

время перехода лопастей на режим реверсирования тяги, достижения отрицательной тяги и перехода на режим положительной тяги;

работоспособность средств контроля работы системы реверсирования тяги воздушного винта, входящих в его конструкцию.

При испытаниях должно быть оценено влияние (если оно ожидается существенным) на характеристики ветровых условий и температуры атмосферного воздуха у земли.

1109. При проверке работы воздушного винта в полетах по типовому профилю, для подтверждения достоверности выбора режимов программ стендовых ресурсных испытаний воздушного винта должна быть проведена проверка в полетах по типовым профилям ожидаемых условий эксплуатации объемом не менее 50 полетных циклов.

## **Параграф 18. Испытания воздушного винта при сертификации ВС**

1110. При сертификации ВС воздушный винт должен удовлетворительно пройти летные испытания по проверке:

- 1) воздушного винта на установившихся режимах и при переменных процессах в двигателе;
- 2) вибрационного нагружения элементов воздушного винта;
- 3) противообледенительной системы воздушного винта и ее эффективности в условиях естественного обледенения;
- 4) обеспеченности защиты ВС от недопустимой для ВС отрицательной тяги воздушного винта;
- 5) реверсивного режима работы воздушного винта и его влияния на характеристики ВС;
- 6) параметров полетного цикла воздушного винта;

7) эксплуатационной технологичности воздушного винта.

1111. Испытаниям должен подвергаться воздушный винт, соответствующий по конструкции и основным данным воздушному винту, предъявляемому на государственные испытания или их прошедшему. Испытания могут проводиться с другими воздушными винтами того же типа, имеющими отличия от вышеуказанного образца, не влияющие существенно на проверяемые характеристики.

1112. Испытания воздушного винта должны проводиться на двигателе того типа, для работы с которым воздушный винт предназначен. Мощность и другие данные двигателя, определяющие режимы работы воздушного винта, должны соответствовать данным образца этого типа двигателя, предъявляемого на государственные испытания или прошедшего их.

1113. Испытания проводятся на ВС того типа, для которого воздушный винт с двигателем предназначены. Испытаниям должны быть подвергнуты все те двигатели, воздушные винты которых работают из-за своего расположения на ВС в различных условиях.

1114. Отдельные части испытаний допускается выполнить на летающей лаборатории, если на ней достаточно полно (в отношении проверяемых характеристик) воспроизведены конструкция и компоновка элементов силовой установки, а также связанных с воздушным винтом или влияющих на его работу элементов и систем ВС, для которого воздушный винт предназначен.

1115. При испытаниях следует оцепить влияние на проверяемые характеристики взаимодействия воздушных винтов в силовой установке и возможных отклонений в работе, связанных с воздушным винтом функциональных систем ВС, если есть основание считать это влияние существенным.

## **Параграф 19. Летные испытания воздушного винта при сертификации ВС**

1116. При проверке воздушного винта на установившихся режимах и при переменных процессах в двигателе, испытания в условиях эксплуатации на ВС должна подтвердить работоспособность воздушного винта и правильность выбора основных, фиксируемых упорами углов установки его лопастей, а также соответствие других летно-эксплуатационных характеристик воздушного винта, его системы регулирования, управления и средств контроля работы требованиям и данным технической документации.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) устойчивость и точность регулирования частоты вращения воздушного винта и разности частот вращения соосных воздушных винтов на всех установившихся режимах, на которых двигатель проверяется;



2) работоспособность механизма поворота лопастей воздушного винта и характеристики качества регулирования его частоты вращения, в том числе максимальные величины и длительность отклонений частоты вращения воздушного винта от ее равновесных значений при переменных процессах, включая запуски, на которых двигатель проверяется;

3) работоспособность механизма поворота лопастей воздушного винта и всех имеющихся систем флюгирования лопастей при их принудительном (вручную) вводе во флюгерное положение и выводе из него с охватом проверкой всех этапов полета по типовым профилям применения ВС, в том числе режимов взлета, крейсерского полета с одним неработающим двигателем, посадки, а также запуска двигателя в полете;

4) правильность выбора флюгерного угла установки лопастей воздушного винта. Проверка должна показать, что во всем диапазоне скоростей до скорости, превышающей не менее чем на 10 % максимальную скорость горизонтального полета с одним неработающим двигателем, а также при снижении с максимальной допустимой скоростью воздушный винт либо не вращается, либо вращается в рабочем направлении с частотой не более 0,5 с<sup>-1</sup>;

5) правильность выбора минимального угла установки лопастей воздушного винта, при котором в наземных условиях (при стоянке ВС) должны обеспечиваться:

нормальный запуск одновального двигателя;

достаточный обдув теплообменника маслосистемы на режиме земного малого газа;

тяги на режиме земного малого газа в пределах величины, выбранной с учетом обеспечения надежной работы тормозов колес ВС и удобства управления ВС при рулении;

б) работоспособность средств контроля работы воздушного винта. При испытаниях следует оценить влияние длительной работы воздушного винта в крейсерском полете на работоспособность механизма поворота его лопастей и системы регулирования и управления при переменных процессах в двигателе и при вводе лопастей воздушного винта во флюгерное положение и выводе из него. Проверку следует провести после работы при температуре атмосферного воздуха не выше минус 40 °С в течение не менее 2 часов на крейсерском режиме полета или в течение максимальной возможной продолжительности крейсерского полета, если она менее 2 часов.

1117. Проверка вибрационного нагружения элементов воздушного винта должна подтвердить, что условия эксплуатации воздушного винта на ВС не приводят к такому повышению уровня вибрационного нагружения его элементов, которое недопустимо по условиям выносливости. Определение нагрузок (напряжений) следует проводить.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

1) характер и уровень вибрационного нагружения элементов воздушного винта в наземных условиях в эксплуатационном диапазоне режимов работы двигателя и при рулении ВС с разворотами на максимально возможных (допустимых) угловых скоростях;

2) характер и уровень вибрационного нагружения элементов воздушного винта на всех режимах полета ВС и работы двигателя, на которых он проверяется, а также при выключении и запуске двигателя.

При испытаниях должно быть оценено влияние на уровень вибрационного нагружения элементов воздушного винта следующих факторов:

ветровых условий у земли;

сочетания режимов работы проверяемого и рядом расположенного воздушного винта в случае перекрытия их плоскостей вращения или близкого расположения этих воздушных винтов.

Проверке для определения вибрационного нагружения подлежат лопасти воздушного винта, а также валы, корпуса и другие элементы, перечень которых должен быть определен на основании результатов стендовых испытаний, летных испытаний этого типа воздушного винта и опыта доводки других воздушных винтов, имеющих аналогичную конструкцию.

1118. При проверке противообледенительной системы воздушного винта и ее эффективности в условиях естественного обледенения, испытания в условиях работы воздушного винта на ВС должна подтвердить результаты расчетов, стендовых испытаний системы и ее летных испытаний и в совокупности с ними показать, что при эксплуатации противообледенительной системы в соответствии с Руководством по летной эксплуатации ВС в условиях обледенения не могут возникнуть нарушения работы воздушного винта и опасные последствия влияния остаточного льдообразования на летно-эксплуатационные характеристики двигателя и ВС и прочность их конструкции.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями в контролируемых условиях обледенения. Испытания должны быть проведены в установленном программой испытаний диапазоне высот полета на скоростях, соответствующих рекомендованным для эксплуатации при нормальной работе всех двигателей ВС, а также при имитации отказа некоторых из них при выключении двигателя. При этом на различных режимах работы двигателя с охватом эксплуатационного диапазона их изменения должны быть оценены:

1) работоспособность противообледенительной системы воздушного винта (тепловое состояние обогреваемых элементов, параметры системы обогрева и в зависимости от типа противообледенительной системы) и средств ее управления и контроля, эксплуатационные особенности;

2) влияние работы противообледенительной системы на параметры двигателя;

3) эффективность противообледенительной системы в условиях обледенения, влияние остаточного льдообразования на совместную работу воздушного винта и двигателя;

4) возможность отрыва частиц льда от обтекателя и лопастей воздушного винта и последствия попадания их на элементы двигателя и ВС.

1119. При испытаниях должно быть оценено влияние запаздывания включения противообледенительной системы длительностью 1 минута и продолжительности полета на каждом проверяемом режиме в условиях обледенения на возможные последствия отрыва частиц льда от обтекателя и лопастей воздушного винта.

1120. При проверке обеспеченности защиты ВС от недопустимой для ВС отрицательной тяги воздушного винта, проверка в условиях эксплуатации воздушного винта на ВС должна подтвердить:

1) работоспособность и помехозащищенность систем защиты от недопустимой отрицательной тяги воздушного винта;

2) соответствие летно-эксплуатационных характеристик систем данным технической документации;

3) невозможность возникновения недопустимой для ВС отрицательной тяги при нормальной работе силовой установки, а также при отказах двигателя и отказах в системе регулирования и управления воздушного винта;

4) работоспособность средств контроля защитных систем.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

работоспособность систем флюгирования лопастей воздушного винта, ограничения отрицательной тяги, ограничения промежуточного положения лопастей при нормальной работе силовой установки на режимах, где эти системы должны вступать в работу, и при отказах двигателя и системы регулирования и управления воздушного винта. При этом должны быть определены границы надежного срабатывания систем по параметрам (режимам) полета, прямым или косвенным способом оценено изменение тяги силовой установки на режиме авторотации воздушного винта при положении его лопастей на упорах промежуточного и минимального углов установки (если использование минимального угла в полете предусмотрено Руководством по технической эксплуатации);

достаточность запасов по параметрам срабатывания датчиков системы автоматического флюгирования, исключающих ее срабатывание на режимах нормальной работы двигателя, где вступление в работу системы не предусмотрено;

правильность выбора промежуточного угла установки лопастей воздушного винта с учетом допустимой для ВС величины отрицательной тяги при авторотации,

обеспеченность устойчивой работы двигателя, а также соответствие времени приемистости с полетного малого газа и земного малого газа в условиях ухода на второй круг требованиям технической документации;

обеспеченность защиты ВС от появления недопустимой отрицательной тяги воздушного винта, влияние срабатывания защитных систем на устойчивость, управляемость и летные характеристики ВС, а также влияние несинхронности съема лопастей воздушных винтов с упоров промежуточного угла на устойчивость и управляемость ВС при пробеге;

работоспособность средств контроля защитных систем воздушного винта.

При испытаниях следует оценить влияние температуры атмосферного воздуха в диапазоне ее изменения, если это влияние ожидается существенным.

1121. При проверке реверсивного режима работы воздушного винта и его влияния на характеристики ВС, проверка в условиях эксплуатации на ВС должна подтвердить:

1) работоспособность системы реверсирования тяги;

2) устойчивость работы двигателя и воздушного винта и соответствие их параметров на режимах реверсирования тяги данным технической документации;

3) отсутствие недопустимого влияния реверсирования воздушного винта на поведение и летные характеристики ВС;

4) работоспособность средств контроля системы реверсирования тяги воздушного винта.

Проверку следует производить наземными и летными испытаниями, при которых должны быть оценены:

работоспособность системы реверсирования тяги и средств контроля ее работы, устойчивость и параметры работы двигателя на установившихся режимах при включении, работе и выключении системы на тех этапах полета, на которых разрешено применение реверсивного режима работы;

влияние воздушных винтов, работающих на режиме реверсирования тяги, на работу и параметры соседних двигателей силовой установки;

влияние работы системы реверсирования тяги и ее характеристик, в том числе времени достижения максимальной отрицательной тяги и синхронности перехода на реверсивный режим симметричных воздушных винтов, на поведение и летные характеристики ВС;

влияние невключения реверсивного режима одного из воздушных винтов на поведение ВС при его пробеге после посадки. Необходимость проверки устанавливается на основании предварительного анализа возможности и последствий такого отказа.

При испытаниях должно быть оценено влияние (если оно ожидается существенным) на характеристики ветровых условий и температуры атмосферного воздуха у земли.

1122. При проверке параметров полетного цикла воздушного винта, для ожидаемых условий эксплуатации должны быть определены параметры полетного цикла воздушного винта на двигателе ВС данного типа с целью уточнения испытательного цикла. Объем определяется программой летных испытаний.

1123. Проверка эксплуатационной технологичности воздушного винта должна показать, что в эксплуатационных условиях на ВС обеспечивается удобный, безопасный и контролируемый осмотр, техническое обслуживание и замена воздушного винта, его деталей, узлов и агрегатов согласно указаниям Руководства по технической эксплуатации и Регламента технического обслуживания.

При проверке, которую следует провести непосредственно на ВС в условиях стоянки и других условиях, предписанных Регламентом технического обслуживания, следует оценить:

1) обеспеченность удобного, безопасного и контролируемого осмотра, технического обслуживания и замены воздушного винта, его агрегатов и систем указаниями Руководства по технической эксплуатации и Регламента технического обслуживания;

2) взаимозаменяемость воздушных винтов в применяемых на ВС компоновках силовой установки;

3) обеспеченность консервации и расконсервации воздушного винта. Проверку следует провести в различных климатических условиях эксплуатации ВС.

## **Параграф 20. Испытания серийных и ремонтных воздушных винтов**

1124. Серийные и ремонтные воздушные винты должны подвергаться сдаточным и контрольным лабораторным испытаниям и переборкам и дополнительным испытаниям. При испытании ремонтных воздушных винтов могут предусматриваться методы, условия и объем испытаний, отличающиеся от предписанных программами сдаточных и контрольных испытаний.

1125. Объем испытаний и переборок серийных и ремонтных воздушных винтов с исследованием состояния деталей после их разборки может быть сокращен, если будет показано, что совершенство конструкции, качество и контроль изготовления, а также методика испытаний обеспечивают при соблюдении правил обслуживания, предписанных Руководством по технической эксплуатации, сохранение работоспособности воздушного винта в течение межремонтного ресурса.

Любое сокращение объема испытаний может быть пересмотрено при ухудшении работоспособности воздушного винта или при введении значительных изменений в его конструкцию.

Объем испытаний ремонтных воздушных винтов может отличаться от объема испытаний серийных воздушных винтов.

При производстве воздушных винтов малыми сериями объем испытаний, и количество их переборок может сокращаться.

## **Параграф 21. Сдаточные и контрольные испытания воздушного винта**

1126. Воздушные винты (серийные и ремонтные) должны проходить сдаточные и контрольные испытания на лабораторных стендах по программе с целью:

- 1) проверки качества изготовления и сборки;
- 2) проверки соответствия параметров и характеристик данным, установленным технической документацией;
- 3) приемки воздушного винта (при проведении контрольных испытаний).

При соответствующем обосновании сдаточные и контрольные испытания могут совмещаться.

1127. Испытания должны проводиться в условиях и в последовательности, указанных в программах сдаточных и контрольных испытаний, в соответствии с общими требованиями, а также следующими дополнительными положениями:

1) если в процессе сдаточных испытаний выявится необходимость замены какого-либо основного узла или детали, перечень которых приведен в технической документации, эти испытания или их часть должны быть повторены в согласованном объеме;

2) если в процессе сдаточных испытаний выявится необходимость замены какого-либо элемента конструкции или детали, то такая замена может быть разрешена, если она не влияет на результаты данных испытаний.

1128. Программа сдаточных и контрольных испытаний, как минимум, должна включать:

- 1) испытание на функционирование механизма изменения шага воздушного винта;
- 2) проверку настройки защитных устройств;
- 3) проверку герметичности;
- 4) проверку чистоты внутренних полостей;
- 5) проверку геометрических размеров лопастей;
- 6) проведение статической балансировки.

## **Параграф 22. Дополнительные испытания и увеличение ресурсов**

1129. Дополнительным стендовым испытаниям, включающим периодические (комиссионные) и технологические испытания, должны подвергаться воздушные винты серийного производства.

1130. Комиссионные стендовые испытания воздушного винта могут быть совмещены с комиссионными испытаниями двигателя. В случае невозможности их совмещения должны быть проведены динамические испытания силовых элементов

конструкции и деталей механизма втулки воздушного винта на лабораторных стендах. Лопастей воздушного винта данного типа должны подвергаться динамическим испытаниям по соответствующим программам.

1131. Партии воздушных винтов, выпущенные серийным заводом за установленный календарный срок, могут быть допущены к эксплуатации, если признано, что произвольно выбранный из партии воздушный винт успешно выдержал комиссионные испытания, а дефектация подтвердила его пригодность к дальнейшему применению.

1132. Воздушные винты с новыми конструктивными или производственно-технологическими мероприятиями, введение которых может влиять на прочностные характеристики могут быть допущены к эксплуатации, если получены удовлетворительные результаты испытаний.

1133. Увеличение ресурсов должно производиться в соответствии с параграфом 7 главы 6 настоящих Норм.

### **Параграф 23. Флаттер воздушного винта**

1134. Для обеспечения безопасности воздушного винта от "классического" флаттера необходимо, чтобы на всех режимах полета флаттер не возникал при скоростях, превышающих  $V_{\max \max}$  не менее чем на 20 %, и при частотах вращения винта, превышающих максимальные допустимые не менее чем на 20 %.

Выполнение этих требований должно быть подтверждено расчетом или испытаниями динамически подобной модели в аэродинамической трубе.

Для воздушных винтов обычной компоновки с металлическими лопастями подтверждения безопасности от "классического" флаттера не требуется.

1135. Для обеспечения безопасности воздушного винта от "срывного" флаттера при работе "на месте" должно выполняться условие  $l < 1,37$ ,

где, безопасность воздушного винта от "срывного" флаттера проверяется путем испытаний:

динамически подобной модели винта в стендовых условиях;

натурного винта при заводских стендовых и летных испытаниях.

На основании анализа результатов этих испытаний могут быть уточнены требования к допустимой величине  $l$ .

### **Параграф 24. Управление шагом лопастей воздушного винта**

1136. Каждый воздушный винт изменяемого шага должен оборудоваться отдельным регулятором частоты вращения (шага). В случае ручного управления шагом лопастей воздушного винта рычаги управления должны перемещаться группой и допускать раздельное управление каждым винтом, а также одновременное управление всеми винтами.

1137. Перевод лопастей воздушного винта во флюгерное положение должен обеспечиваться отдельной системой флюгирования.

Система флюгирования лопастей воздушного винта должна иметь автономное жидкостное (от масла, топлива) или пневматическое питание, независимое от других систем ВС, и электрическое питание от общей сети с автоматическим переключением на аварийный источник электроснабжения.

Система должна оборудоваться устройствами, предотвращающими непреднамеренное флюгирование лопастей воздушного винта во время нормальной работы силовой установки.

1138. Кроме системы флюгирования лопастей воздушного винта, включающейся автоматически, должны быть средства принудительного флюгирования лопастей воздушного винта, включаемые вручную.

1139. Системы флюгирования не должны нарушать нормальную работу воздушных винтов и должны правильно функционировать на всех высотах и скоростях полета при любых температурах масла, перегрузках и вибрациях, которые возможны при ожидаемых условиях эксплуатации.

1140. Должно быть подтверждено, что автоматическое устройство не приводит к включению системы флюгирования лопастей воздушного винта во всех случаях, отличных от тех, в которых оно должно включать систему, например, автоматическое устройство не должно вызывать флюгирование при:

- 1) кратковременном уменьшении мощности в допустимых пределах;
- 2) посадке ВС с работой двигателя на пониженном режиме;
- 3) воздействии допустимых отрицательных или околонулевых перегрузок на ВС в полете.

1141. Система флюгирования должна быть всегда готовой к действию, если рычаг управления двигателем находится в положении, соответствующим режиму, на которых она должна автоматически включаться при отказе двигателя и должна обеспечивать флюгирование лопастей винта без специальных действий членов экипажа.

1142. Система флюгирования должна обеспечивать вывод лопастей винтов из флюгерного положения, допускать повторный запуск и дальнейшую нормальную работу двигателя.

1143. При применении на ВС реверсивного винта перевод силовой установки на режим реверсирования тяги должен осуществляться при движении рычага управления двигателями "на себя". Должны быть предусмотрены средства защиты, исключающие перевод силовой установки на режим реверсирования тяги при отказе системы реверса винта на симметрично расположенном двигателе, если такой отказ может привести к аварийной ситуации.

1144. Управление промежуточными упорами лопастей винтов, включение и выключение их на симметрично расположенных двигателях должно производиться



одновременно и осуществляться одним движением. Кроме этого, должна быть предусмотрена возможность управления промежуточными упорами лопастей винтов отдельно каждого винта. Должны быть предусмотрены средства, исключающие непреднамеренное включение системы флюгирования.

1145. На ВС должна быть выполнена сигнализация о включении системы управления реверсивной тяги винта.

1146. Двигатели масляных насосов, применяемые в системе флюгирования лопастей воздушных винтов, должны останавливаться автоматически по истечении заданного периода времени их работы. Также должна быть обеспечена возможность остановки их вручную после выполнения процесса флюгирования.

В электрической цепи питания двигателя насоса должна быть установлена сигнальная лампа, которая должна гореть, пока работает двигатель.

## **Параграф 25. Дополнительные указания по обеспечению ресурса воздушного винта**

1147. Безопасность воздушного винта по условиям выносливости должна быть оценена на следующих основных этапах проектирования, изготовления и эксплуатации винта:

в процессе проектирования (перспективная оценка выносливости);

перед началом заводских летных испытаний (для обеспечения безопасности их проведения);

после окончания заводских, государственных и эксплуатационных испытаний (установление начального назначенного ресурса для массовой эксплуатации);

в процессе массовой эксплуатации по мере выработки ранее установленного назначенного ресурса (последовательное, по этапам, установление продленных значений назначенного ресурса для массовой эксплуатации по мере повышения достоверности сведений об условиях нагружения конструкции и ее характеристиках выносливости, влиянии на выносливость условий эксплуатации и по мере накопления опыта эксплуатации).

При определении ресурса воздушного винта следует использовать систему коэффициентов надежности, выраженных в виде:

запаса по напряжениям  $\Pi_0$ , на который должны умножаться амплитуды действующих нагрузок (напряжений);

запаса по долговечности  $\Pi_N = \Pi_1 \Pi_5$ , на который должно делиться значение ресурса, соответствующее наихудшему результату испытаний на выносливость.

Значения коэффициента надежности  $\Pi_a$ , учитывающего разбросы характеристик выносливости и измеренных нагрузок (напряжений), должны определяться в зависимости от числа испытанных на выносливость образцов конструкции  $n$ .

Указанные величины запаса  $\Pi_0$  могут быть уточнены на основании оценки рассеяния характеристик выносливости рассматриваемой конструкции, характера изменения кривой выносливости при больших значениях наработки и степени стабильности уровня переменных нагрузок (напряжений), измеренных в полете. Минимальное значение этого коэффициента надежности для лопастей воздушного винта ограничивается величиной  $\Pi_a = 1,3$ .

Величина коэффициента надежности  $\Pi_1$  учитывающего неточность при составлении программы испытаний на выносливость и при использовании расчетных методов оценки ресурса, должна приниматься равной  $\Pi = 2,0$ . Указанная величина коэффициента надежности  $\Pi_1$  может быть уменьшена при условии проведения программных испытаний на выносливость, отражающих повторяемость нагрузок (напряжений) как по величине, так и по последовательности их действия.

При установлении начального назначенного ресурса для металлических лопастей воздушного винта должен вводиться дополнительный коэффициент надежности  $\Pi_5$ , учитывающий возможное ухудшение характеристик выносливости, вызванное эксплуатацией. Величина этого коэффициента надежности должна приниматься равной  $\Pi_5 = 3,0$  при обычных эксплуатационных условиях. Указанное значение коэффициента надежности  $\Pi_5$  может быть уточнено на основании сравнительных данных по испытаниям на выносливость лопастей воздушного винта, имевших наработку в эксплуатации и не бывших в эксплуатации. Число образцов лопастей с наработкой должно быть достаточным для характеристики типичных условий наземной и летной эксплуатации и возникающих при этом повреждений.

1148. Перспективная оценка выносливости воздушного винта должна проводиться на стадии проектирования с целью выявления потенциальных возможностей его конструкции в отношении выносливости и обеспечения соответствия заданным требованиям по ресурсу до списания.

Нагрузки для оценки напряженного состояния элементов конструкции воздушного винта на стадии проектирования следует определять для наиболее характерных режимов полета. Используемые при этом данные о предполагаемом графике типового полета следует выбирать в зависимости от типа и назначения ВС по согласованию с заказчиком.

Характеристики выносливости элементов конструкции воздушного винта следует определять на основе обобщенных данных по результатам испытаний на выносливость элементов воздушных винтов аналогичных конструкций, в том числе и с наработкой в эксплуатации. В отдельных случаях могут быть использованы результаты испытаний на выносливость лабораторных образцов из того же материала, что и рассматриваемый элемент конструкции, с учетом возможной концентрации напряжений.

1149. На основе совместного анализа нагрузок и результатов испытаний на выносливость должны быть получены данные, необходимые для решения вопроса о возможности начала заводских летных испытаний. Помимо материалов по прочности, при этом должны использоваться результаты испытаний на выносливость элементов конструкции воздушного винта.

замечание: эти испытания могут не проводиться, если имеются надежные данные о выносливости воздушных винтов или элементов конструкции, достаточно близких к рассматриваемому, как по конструкции, так и по технологии их изготовления:

результаты тензометрирования при испытаниях динамически подобных моделей и стендовых испытаниях воздушного винта, а также воздушных винтов аналогичных конструкций;

материалы по оценке повторяемости нагрузок (напряжений), учитывающей особенности программы заводских летных испытаний (продолжительность программы испытаний в целом и отдельных режимов, общее число полетов).

В процессе заводских летных испытаний должно проводиться тензометрирование воздушных винтов.

1150. Начальный назначенный ресурс воздушного винта должен устанавливаться на основании следующих данных:

результатов тензометрирования воздушных винтов при заводских летных испытаниях;

графика типового полета, уточненного в случае необходимости на основании материалов, представленных заказчиком к моменту установления начального назначения ресурса;

результатов испытаний на выносливость элементов конструкции воздушного винта.

Для установления начального назначенного ресурса рекомендуется испытывать на выносливость не менее 10-15 лопастей воздушного винта.

1151. Испытания на выносливость должны проводиться на совокупность нагрузок, действующих на рассматриваемый элемент конструкции воздушного винта. При невозможности проведения таких испытаний влияние на прочность нагрузок, не прикладываемых к конструкции при испытаниях, должно быть надежным образом оценено. По характеру приложения нагрузок испытания на выносливость могут быть двух типов:

программные (многоступенчатые) испытания;

испытания при постоянной амплитуде нагрузок (напряжений).

1152. При оценке амплитудного спектра нагрузок (напряжений) следует учитывать все измеренные на рассматриваемых режимах при заводских летных испытаниях амплитуды при соответствующих средних нагрузках (напряжениях) цикла.

Одновременно с установлением начального назначенного ресурса должны быть разработаны рекомендации по контролю, в том числе и инструментальному, за

состоянием поверхностей лопастей и других элементов конструкции воздушного винта

## **Глава 14. Система защиты ВС**

**Сноска. Заголовок главы 14 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).**

### **Параграф 1. Пожарная защита ВС**

1153. На ВС с целью предупреждения возникновения и распространения пожара на смежные отсеки, а также для обнаружения загорания и его ликвидации должны быть предусмотрены:

- 1) конструктивные меры, предупреждающие возникновение и распространение пожара;
- 2) системы и приборы обнаружения перегрева и пожара в пожароопасных отсеках и сигнализации о нем экипажу;
- 3) системы пожаротушения в пожароопасных отсеках;
- 4) дренажи для исключения скопления горючих жидкостей и их паров в тех местах на ВС, где возможно их скопление;
- 5) средства защиты от пожара в кабинах экипажа, пассажиров и багажных отсеках.

Эффективность указанных средств должна быть проверена испытаниями. Должна обеспечиваться возможность проверки исправности электрических цепей систем пожарной сигнализации и систем пожаротушения перед вылетом ВС.

На воздушном судне пожароопасными отсеками являются:

отсеки двигателей силовой установки;

отсеки вспомогательных силовых установок;

отсеки, где размещены энергетические или обогревательные установки, работающие на топливе.

Кроме этого пожароопасными отсеками могут являться отсеки, в которых имеется возможность возникновения пожара вследствие разрушения или повреждения каких-либо элементов конструкции, агрегатов или узлов, а также вследствие появления течей горючих жидкостей при наличии источников воспламенения.

Системы пожарной сигнализации и электрическое управление системой пожаротушения должны обеспечиваться электрическим питанием в ожидаемых условиях эксплуатации, включая особую ситуацию с автоматическим переключением в этом случае на аварийный источник электроснабжения.

1154. Конструктивные меры предотвращения возникновения и распространения пожара.

На воздушном судне в зависимости от степени пожарной опасности его отдельных отсеков должны применяться огнестойкие, огнестойкие, трудносгораемые или самозатухающие материалы.

Отсеки, где размещаются установки и агрегаты, температуры поверхностей которых могут превышать  $200^{\circ}\text{C}$ , должны иметь вентиляцию и отделяться от других отсеков ВС, где имеются горючие жидкости, пожарными перегородками или экранами.

В отсеках, где возможна утечка горючих жидкостей, не должны применяться и храниться впитывающие эти жидкости материалы.

В отсеках, не являющихся пожароопасными, но в которых возможно появление течи горючих жидкостей и образование их воспламеняемых смесей с воздухом, температура элементов конструкции, соприкасающихся с горючими смесями, при нормальных эксплуатационных условиях не должна достигать температуры самовоспламенения данной жидкости и ее паров. Максимальная температура конструктивных элементов в местах соприкосновения с топливом и его парами не должна превышать  $200^{\circ}\text{C}$ .

Для уменьшения вероятности возникновения пожара при вынужденной посадке с убраным шасси должны быть предусмотрены аварийные средства автоматического включения системы пожаротушения для подачи огнегасительного вещества в пожароопасные отсеки.

Эти средства не должны оказывать неблагоприятного влияния на работу системы пожаротушения после их разрушения (включения) при аварийной посадке.

Все отсеки ВС, где постоянно присутствует смесь паров легковоспламеняющейся жидкости с воздухом или имеются элементы топливной системы, должны быть рассмотрены и классифицированы по типу взрывоопасной среды. За основу определения типа среды принимаются результаты оценки вероятности появления топлива и его паров в отсеке за счет утечки или постоянного присутствия топлива в отсеке.

Тип среды для назначения требований к электрооборудованию устанавливается путем комплексной оценки с учетом эксплуатационных условий в рассматриваемом отсеке (температура, давление, работа оборудования) и принятых конструктором мер снижения вероятности образования взрывоопасной концентрации паров топлива (вентиляция, дренаж). Оборудование, устанавливаемое в отсеках с взрывоопасными средами, должно удовлетворять требованиям согласно установленному типу среды.

1155. Системы пожарной сигнализации должны быть быстродействующими. В пожароопасных отсеках должно предусматриваться такое количество пожарных сигнализаторов, которое обеспечивает выдачу сигнала о пожаре не более чем через три

секунды с момента возникновения пожара при огневых испытаниях на натурном стенде. Эта система должна также за минимальное время сигнализировать экипажу о прекращении пожара.

1156. Системы сигнализации, устанавливаемые в пожароопасном отсеке, должны быть испытаны согласно требованиям пункта 1249 настоящих Норм. Должно быть показано, что выдача ложного сигнала относится к событию, не более частому, чем маловероятное.

1157. Электропроводка пожарной сигнализации, располагаемая в пожароопасных отсеках, должна выполняться из огнестойких проводов или иметь огнестойкую изоляцию.

1158. Пожарные сигнализаторы и сигнализаторы о перегреве не должны быть чувствительными к воздействию масла, топлива, воды и рабочих жидкостей гидросистем. Сигнализаторы о пожаре и перегреве, устанавливаемые в пожароопасных отсеках, должны выдерживать воздействие на них пламени с температурой  $1100 + 50^{\circ}$  С в течение не менее 5 минут.

Сигнальные устройства систем пожарной сигнализации должны располагаться в кабине экипажа в виде специального табло, выдающего общий сигнал "Пожар", и мнемонической схемы пожароопасных отсеков со световыми сигнализаторами, указывающими конкретно место возникновения пожара. Указанные сигнальные устройства должны быть хорошо видны с рабочих мест экипажа. Световую сигнализацию о пожаре необходимо дублировать звуковой сигнализацией или речевой информацией.

В системах пожарной сигнализации должны быть предусмотрены способы контроля, обеспечивающие проверку их исправности в соответствии с Руководством по летной эксплуатации.

1159. В системе пожаротушения, устанавливаемой на ВС, должно быть не менее двух равноценных очередей централизованной или автономной подачи огнегасительного вещества в каждый пожароопасный отсек.

В кабинах экипажа и пассажиров для тушения пожаров должны устанавливаться ручные огнетушители.

Система пожаротушения, устанавливаемая в багажных отсеках класса "В", должна удовлетворять требованиям пункта 1231 настоящих Норм.

В случае применения систем пожаротушения с подачей огнегасительного вещества во внутренние масляные или суфлируемые полости двигателей допускается применение независимых автономных систем пожаротушения с одной очередью подачи огнегасительного вещества.

Количество огнегасительного вещества в каждой очереди системы пожаротушения, скорость разрядки огнетушителей и распределение вещества должны обеспечивать

создание необходимой огнегасительной концентрации за время не более чем через 3 секунды с момента разрядки и сохранение ее в течение не менее 2 секунд, и быть достаточными для тушения пожара в защищаемом отсеке. Это должно быть подтверждено огневыми испытаниями, а предварительно (до огневых испытаний) достаточность количества огнегасительного вещества в одной очереди системы пожаротушения может определяться расчетным путем.

В случае применения в системе пожаротушения в качестве огнегасительных веществ хладонов 114В<sub>2</sub> (С<sub>2</sub> F<sub>4</sub> В<sub>г2</sub>), 13В<sub>1</sub> (CF<sub>3</sub> Br) и 12В<sub>1</sub> CF<sub>2</sub> ClBr) расчетные огнегасительные объемные концентрации должны соответственно составлять: 4,5; 8,7 и 7,5 %.

Для подсчета потребного количества огнегасительного вещества можно принять, что при Рн = 1013 гПа и tн = + 50<sup>0</sup> С, объем, занимаемый 1 килограммом вещества, будет составлять для хладона 114В2 - 102 литров, для 13В1 - 175 литров, для 12В1 - 160 литров.

Огнетушители должны размещаться в местах, наиболее защищенных от возможных повреждений ВС при возникновении пожара и при аварийной посадке. Вместе с тем они должны быть доступны для осмотра на земле и позволять контролировать наличие в них давления или огнегасительного вещества.

Огнетушители должны оборудоваться предохранительными клапанами ( мембранами) для защиты от разрыва в случае повышения внутреннего давления сверх допустимого по условиям прочности. Предохранительные клапаны огнетушителей должны сообщаться трубопроводами с внешней атмосферой для выпуска огнегасительного вещества за борт в случае их срабатывания. В месте вывода рекомендуется делать сигнальное очко для сигнализации о разрядке через предохранительный клапан.

Разрядные (пиропатроны) и предохранительные устройства (мембраны) огнетушителей не должны самопроизвольно срабатывать от ударных нагрузок и вибраций. Температура воздуха в районе установки огнетушителей должна быть меньше значения, приводящего к самопроизвольному срабатыванию разрядных и предохранительных устройств.

Первая очередь подачи огнегасительного вещества в пожароопасные отсеки (кроме внутренних полостей двигателей) должна включаться автоматически при срабатывании системы пожарной сигнализации. Включение всех последующих очередей должно быть ручным с рабочих мест членов экипажа. Для очереди, включаемой автоматически, должна предусматриваться возможность и ее ручного включения. В кабине экипажа должна быть сигнализация о срабатывании огнетушителей каждой очереди системы пожаротушения.

Непреднамеренное включение системы пожаротушения не должно приводить к нарушению нормальной работы двигателя силовой установки, его систем или других агрегатов, расположенных в данном пожароопасном отсеке.

Аварийные средства автоматического включения систем пожаротушения должны включать подачу огнетушительного вещества от всех огнетушителей в те отсеки, которые признаны пожароопасными.

В электрическом управлении системой пожаротушения должна быть предусмотрена возможность проверки целостности электрических цепей.

Последовательность операций, выполняемых членами экипажа при тушении пожара, должна быть указана в соответствующем разделе Руководства по летной эксплуатации.

1160. Для стационарных систем пожаротушения в качестве огнетушительных веществ рекомендуются: хладон 114В2, хладон 13В1 и хладон 12В1. При применении других огнетушительных веществ они должны обладать огнетушительной эффективностью, не менее или равной огнетушительной эффективности указанных выше хладонов, и должны быть безопасными для обслуживающего персонала, членов экипажа и пассажиров в предусмотренных условиях применения, некоррозионно-активными, а также сохранять стабильность свойств при длительном хранении и эксплуатации.

## **Параграф 2. Пожарная защита силовой и вспомогательной установок**

1161. Конструктивное выполнение двигательных отсеков силовой и вспомогательной установок ВС должно быть таким, чтобы возникновение пожара и его тушение в отсеке двигателя, в котором возник пожар, не нарушали нормальной работы соседнего двигателя во всем диапазоне его эксплуатационных режимов.

В отсеке каждого двигателя должны быть огнестойкими или защищены от воздействия высоких температур следующие элементы:

1) элементы систем управления ВС, находящиеся в отсеке, и систем управления силовой установкой;

2) трубопроводы и распылительные устройства системы пожаротушения;

3) воздухопроводы и другие элементы, разрушение которых от воздействия высокой температуры при пожаре может привести к усилению пожара;

4) трубопроводы или емкости, содержащие горюче-смазывающие жидкости;

5) электропроводка всех систем, которые должны работать во время пожара и после . В пожароопасных отсеках не допускается применение деталей из магниевых сплавов и других горючих материалов, трудно поддающихся тушению, за исключением корпусных деталей двигателя и его агрегатов.

Пожарные перегородки должны быть изготовлены из огнестойких материалов. Места прохода трубопроводов, тросов управления, электрической проводки



через пожарную перегородку должны быть герметизированы от проникновения пламени, а их арматура - выполнена из огнестойких материалов.

Элементы, находящиеся за пожарной перегородкой в отсеке, соседнем с пожароопасным, повреждение которых может приводить к возникновению особых ситуаций, хуже, чем усложнение условий полета (пункт 6 настоящих Норм), должны быть расположены на таком расстоянии от последней и изготавливаться из таких материалов, чтобы эти элементы не могли получить опасных повреждений при пожаре с действием на перегородку со стороны пожароопасного отсека пламени с температурой  $1100+50^0$  С в течение 5 минут. В случае необходимости должна быть предусмотрена вентиляция этих зон для их охлаждения и удаления горючих жидкостей и паров.

В трубопроводе подвода топлива к каждому двигателю должен быть установлен противопожарный кран, перекрывающий подвод топлива. Место установки этого крана должно быть выбрано таким образом, чтобы свести к минимуму количество топлива, которое может быть выработано двигателем после перекрытия крана. Кран и трубопровод до него не должны располагаться в пожароопасном отсеке и по возможности должны быть защищены от разрушения при аварийной посадке. В кабине экипажа должна быть индикация положения крана.

В отсеках двигателя и его выхлопной трубе должно быть исключено образование застойных зон, в которых может скапливаться топливо при неудавшихся запусках двигателя и других, возможных в эксплуатации случаях, и должен быть предусмотрен необходимый дренаж топлива.

Дренажные трубки, выводимые за обшивку ВС, должны размещаться так, чтобы было исключено попадание дренируемых горючих жидкостей в воздухозаборники двигателей, гондолы двигателей и пожароопасные зоны ВС.

Отсеки, в которых имеются поверхности агрегатов и конструктивных элементов двигателя, нагреваемых до температуры более  $200^0$  С, должны иметь систему охлаждения (вентиляции) в соответствии с требованиями пункта 1576 настоящих Норм. Системы воздушного охлаждения (вентиляции) отсеков двигателей не должны допускать распространение пламени из одного отсека в другой.

В отсеках, где не обеспечивается тушение пожара без перекрытия подачи охлаждающего воздуха в процессе тушения, система охлаждения должна автоматически перекрываться (полностью или частично) в момент включения в действие огнетушителей системы пожаротушения.

Места выводов трубопроводов для сообщения внутренних полостей двигателя с атмосферой должны выбираться с учетом того, что из них могут выбрасываться масло, горячий газ, а в аварийных случаях и пламя.

1162. Отсеки двигателей силовой установки и двигателей вспомогательных (энергетических и обогревательных) установок должны быть оборудованы пожарной сигнализацией, а в случае необходимости и системами сигнализации о перегреве в этих отсеках, отвечающими требованиям.

1163. Если отсек двигателя разделен поперечной пожарной перегородкой на "холодную" (район компрессора) и "горячую" (район камеры сгорания, турбины и реактивного сопла) зоны, имеющие отдельную пожарную сигнализацию, то системы пожаротушения в этих зонах могут быть как отдельными, так и объединенными.

При оборудовании двигателя системой подачи огнегасительного вещества в масляные полости включение этой системы в действие должно производиться экипажем сразу же после выключения двигателя по срабатыванию соответствующей сигнализации. Количество огнегасительного вещества в системах внутриводвигательного пожаротушения и условия подачи его (давления и распределения по зонам) по трубопроводам к распылителям следует определять по результатам специальных огневых испытаний на натурном стенде.

### **Параграф 3. Пожарная защита кабин экипажа и пассажиров и других отсеков ВС**

1164. На воздушном судне места размещения экипажа и пассажиров должны выполняться с обеспечением минимальной вероятности возникновения пожара, попадания в них дыма и огнегасительных веществ из пожароопасных отсеков.

На ВС с расположением двигателей в непосредственной близости от кабин экипажа и пассажиров должны быть установлены специальные герметичные пожарные перегородки, отделяющие отсеки двигателей от кабин и препятствующие распространению в кабины огня, дыма и огнегасительных веществ.

Во всех, кабинах и отсеках, где размещаются или могут находиться пассажиры или члены экипажа, должны обеспечиваться следующие меры пожарной безопасности:

1) применяемые конструкционные и отделочные материалы должны быть трудносгораемыми или самозатухающими. Допускается ограниченное применение медленносгораемых материалов с учетом их применения на ВС. Не должны применяться материалы, выделяющие значительные количества токсичных продуктов при действии на них пламени.

Текстильные материалы, получающие свою огнестойкость благодаря их химической обработке, не должны с течением времени и от воздействия высокой температуры терять свои свойства сопротивления огню. В случае необходимости должна предусматриваться их периодическая дополнительная обработка;

2) кабины, в которых разрешено курение, должны оборудоваться легкоосъемными пепельницами закрывающегося типа из огнестойкого материала. Во всех других

отсеках и кабинах, где не разрешено курение, должны быть надписи или световые табло, запрещающие курение;

3) для хранения ручного багажа, одежды и должны предусматриваться специальные емкости или стеллажи. Они должны размещаться так, чтобы была исключена возможность загорания их содержимого от нагрева электрооборудованием, от горящих спичек и папирос;

4) ящики для бумаги и мусора должны быть выполнены из огнестойких материалов с самозакрывающимися крышками.

В кабине экипажа или у входа в нее должен иметься ручной огнетушитель. В пассажирских салонах количество ручных огнетушителей и места их расположения должны определяться отдельно для каждого типа ВС, в зависимости от размера салона, но в каждом салоне должно быть не менее одного огнетушителя.

Для ВС малой пассажировместимости (до 20 пассажиров) с одним салоном допускается установка одного ручного огнетушителя с расположением его у входа в кабину экипажа.

Огнетушители должны быть установлены в легкодоступных местах (например, вблизи выходов), закреплены быстроръемными соединениями, всегда быть готовыми к действию и иметь краткую инструктивную надпись по их применению.

В качестве ручных огнетушителей могут быть использованы только огнетушители, прошедшие сертификационные испытания согласно пунктов 1029 и 1030 настоящих Норм.

При наддуве или обогреве кабин воздухом от компрессоров двигателей ВС на случай возникновения пожара должно быть предусмотрено устройство, перекрывающее подачу воздуха от каждого двигателя.

Детали управления, трубопроводы и другое оборудование, находящееся в пассажирской кабине, и повреждение которого может приводить к усложнению условий полета, должны быть защищены от механических повреждений и воздействия огня в случае возникновения пожара в кабине.

1165. Размещенные в грузовых и багажных отсеках трубопроводы, оборудование и агрегаты, повреждение которых может привести к возникновению пожара или создает угрозу усложнения условий полета, должны быть защищены от повреждения при возможных перемещениях груза в отсеке.

Материалы, применяемые для отделки багажных отсеков, а также для швартовки и крепления грузов должны быть трудногораемыми или самозатухающими. Кроме того, должны быть приняты меры для предотвращения попадания опасных количеств дыма, пламени, огнегасительных веществ и других вредных газов в кабины экипажа и пассажиров при возникновении пожара в грузовых или багажных отсеках.

Грузовые багажные отсеки должны иметь защиту от пожаров в соответствии с приведенной ниже классификацией:

класс А - отсеки, доступные для экипажа в полете, пожар в которых легко обнаруживается членами экипажа с их рабочих мест без применения систем пожарной сигнализации.

В отсеках данного класса должна обеспечиваться возможность быстрой ликвидации возникшего пожара с помощью ручных огнетушителей, удовлетворяющих пункту 1153 настоящих Норм;

класс Б - отсеки, доступные для экипажа в полете, но обнаружение пожара в которых членами экипажа с их рабочих мест без применения системы пожарной сигнализации затруднено. Отсеки данного класса должны оборудоваться пожарной сигнализацией, срабатывающей при появлении дыма, пламени или при повышении температуры и удовлетворяющей требованиям пункта 1153 настоящих Норм.

В отсеках класса Б должны применяться меры, обеспечивающие достаточную огнестойкость элементов конструкции отсека в течение времени, необходимого для принятия членами экипажа мер по ликвидации пожара с помощью ручных огнетушителей в наиболее удаленном месте отсека. Должна быть показана возможность доступа члена экипажа с огнетушителем в отсек для выполнения тушения возникшего пожара;

класс В - отсеки, недоступные для экипажа в полете. Отсеки данного класса должны быть оборудованы пожарной сигнализацией, срабатывающей при появлении дыма, пламени или при повышении температуры и удовлетворяющей требованиям пункта 1153 настоящих Норм.

Отсеки класса В должны оборудоваться системой пожаротушения, удовлетворяющей требованиям пункта 1165 настоящих Норм и обеспечивающей ликвидацию пожара или ликвидацию пламенного горения при остаточном тлении материалов груза или багажа и недопущение повторного возникновения пламенного горения в течение времени, необходимого для совершения посадки ВС на ближайшем аэродроме и эвакуации пассажиров (согласно Руководства по летной эксплуатации).

При наличии организованной вентиляции отсеков класса В должна быть предусмотрена возможность ее дистанционного перекрытия или уменьшения расхода воздуха на вентиляцию в случае пожара в полете.

1166. Топливные баки и их агрегаты, расположенные рядом с отсеками двигателей, отсеками энергетических или обогревательных установок, должны быть отделены от них огнестойкими пожарными перегородками или тепловыми экранами. Расстояние между баком и перегородкой (экраном) должно составлять не менее 15 миллиметров.

Топливные баки или группы баков должны устанавливаться, по возможности, в изолированных отсеках. Должны быть приняты меры к защите от перетекания топлива в другие отсеки в случае повреждения топливных баков.

1167. Отсеки, где размещаются обогревательные и вспомогательные установки (вспомогательная силовая установка), работающие с горением топлива, должны удовлетворять требованиям пожарной защиты, предъявляемым к отсекам двигателя силовой установки.

Конструкция выхлопных устройств установок должна обеспечивать максимальную пожарную безопасность при выводе за борт ВС нагретых газов или продуктов сгорания ; при этом должно учитываться, что в случаях неудачных запусков этих установок могут быть выбросы топлива.

Воздухозаборные устройства установок должны располагаться таким образом, чтобы в ожидаемых условиях эксплуатации было исключено попадание в них топлива и его паров, а также дыма и пламени при возникновении пожара в отсеках таких установок или в отсеках двигателей силовой установки.

Установки не должны размещаться в кабинах экипажа или пассажиров, а также в отсеках, которые непосредственно сообщаются с этими кабинами.

Отсеки, где в нормальных эксплуатационных условиях не может возникнуть пожар, но через которые пламя или дым могут быстро распространяться по ВС (носовые обтекатели крыльев), должны иметь защитные экраны или перегородки, отделяющие их от пожароопасных отсеков, а также от кабин экипажа и пассажиров. Трубопроводы противопожарных систем должны оборудоваться кранами, позволяющими перекрывать подачу воздуха.

#### **Параграф 4. Испытания средств пожарной защиты**

1168. Средства пожарной защиты отсеков силовых, вспомогательных, энергетических и обогревательных установок должны подвергаться специальным огневым испытаниям на натуральных стендах, при которых проверяются:

- 1) эффективность пожарной сигнализации;
- 2) эффективность системы пожаротушения;
- 3) эффективность конструктивных мер пожарной защиты.

1169. Во всех отсеках ВС, имеющих систему пожаротушения, в летных условиях должны быть определены фактические концентрации огнегасительного вещества при "холодном" его выбросе (при разрядке огнетушителей одной очереди) для проверки их соответствия величинам концентрации, потребным для тушения пожара, которые устанавливаются по результатам огневых и "холодных" испытаний в наземных условиях. Необходимо, чтобы при испытаниях в полете было проверено отсутствие попадания огнегасительного вещества в кабины экипажа и пассажиров.

1170. Системы пожарной сигнализации на земле и в полете в ожидаемых условиях эксплуатации должны быть испытаны на устойчивость против ложных срабатываний.

1171. На земле и в полете должно быть проверено, что условия работы агрегатов системы пожаротушения в местах их размещения соответствуют требованиям к ним.

1172. Должны быть проведены испытания средств пожарной защиты, установленных в кабинах и багажных отсеках ВС.

1173. Испытания конструкционных и отделочных полимерных материалов, примененных в интерьере и отделке кабины, а также багажных отсеков, следует проводить по методикам, изложенным в параграфе 2 главы 17.

## **Глава 15. Вспомогательные силовые установки**

**Сноска. Заголовок главы 15 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).**

### **Параграф 1. Система управления двигателями силовой установки и вспомогательной силовой установки**

1174. Системы управления двигателями силовой установки и вспомогательной силовой установки должны быть работоспособными в ожидаемых условиях эксплуатации.

1175. Для отдельного запуска и выключения на земле и в полете любого двигателя, установленного на ВС, должны предусматриваться соответствующие устройства. Если на двигателе предусмотрено устройство для остановки ротора двигателями (тормоз), то должна быть исключена возможность подачи топлива в двигатель после его торможения.

1176. Органы системы управления не должны самопроизвольно перемещаться под действием внешних нагрузок или от вибраций и должны сохранять любое установленное положение.

1177. Гибкие элементы системы управления должны быть стандартного типа или должна быть подтверждена их пригодность для данного конкретного применения на ВС.

1178. Элементы конструкции системы управления должны иметь соответствующую прочность и жесткость, чтобы выдерживать рабочие нагрузки без разрушения и остаточных деформаций в пределах назначенного ресурса.

1179. Если на двигателе предусмотрена система впрыска жидкости в компрессор, то ее включение на ВС должно производиться вручную, при этом должно быть синхронное ее включение и выключение на симметрично расположенных двигателях.

1180. Максимальное усилие для перемещения рычага управления двигателем и рычага остановки двигателя не должно превышать по абсолютной величине 5 кгс. Полуразность сил трения в системе управления при прямом и обратном перемещении рычагов управления двигателями не должна превышать по абсолютной величине 3 кгс.

1181. Элементы управления двигателями силовой установки и вспомогательной силовой установки, размещенные в грузовых и багажных отсеках, должны быть защищены от повреждений при возможных перемещениях груза в отсеках.

## **Параграф 2. Система управления двигателями силовой установки**

1182. Каждый двигатель силовой установки на ВС должен оборудоваться отдельной системой управления. Управление должно осуществляться рычагом управления двигателем, позволяющим изменять тягу (мощность) каждого двигателя во всем диапазоне режимов от земного малого газа до максимального и обратно, а также включать и выключать устройство реверса тяги, если оно применяется на ВС.

Для выключения двигателя допускается установка отдельной системы. Рычаги управления двигателем должны быть выполнены и расположены так, чтобы допускалось управление одновременно всеми двигателями и каждым двигателем в отдельности.

1183. Система управления двигателями силовой установки должна обеспечивать как на земле, так и в полете:

1) поддержание заданного режима работы двигателя при неизменном положении рычагов управления двигателем в ожидаемых условиях эксплуатации с точностью, определяемой Руководством по технической эксплуатации для конкретного типа ВС и двигателя;

2) поддержание величины тяги (мощности) или соответствующего ей параметра двигателя на режиме земного и полетного малого газа, определяемого Руководством по технической эксплуатации для конкретного типа ВС и двигателя;

3) запуск и выключение двигателя;

4) управление противопожарным краном.

1184. В системе управления каждого двигателя необходимо предусматривать устройство, предотвращающее непреднамеренный перевод в полете рычагов управления двигателем за положение "полетный малый газ" в сторону земного малого газа.

## **Параграф 3. Системы силовой и вспомогательной установок, пожарная защита ВС**

1185. Двигатели и их системы в силовой установке ВС должны располагаться и изолироваться друг от друга таким образом, чтобы каждый двигатель с соответствующими системами мог управляться и работать независимо от других двигателей.

Любой один отказ систем силовой установки (топливной, масляной, управления) не должен приводить к отказу более чем одного двигателя.

1186. Совокупность предельных значений температуры, давления и влажности атмосферного воздуха, при которых должна обеспечиваться нормальная работа систем силовой установки и вспомогательной силовой установки и их элементов и агрегатов.

1187. Системы силовой установки и вспомогательной силовой установки должны обеспечивать работу всех двигателей в соответствии с установленными требованиями, определяющими работу системы, во всех ожидаемых условиях эксплуатации (например, при всех режимах работы двигателя, положениях и перегрузках ВС, атмосферных условиях, температурах топлива).

1188. Система запуска двигателей на ВС должна обеспечивать возможность запуска одного (любого) из двигателей и последующий запуск других с использованием энергии работающих.

1189. Элементы силовой и вспомогательной установок по технологичности, проведению обслуживания и применяемым материалам должны соответствовать требованиям.

1190. Для устранения возможности возникновения разности потенциалов между основными элементами силовой установки и конструкцией ВС между ними должны быть обеспечены электрические контакты (металлизация), удовлетворяющие требованиям.

1191. Трубопроводы топливной, масляной, пожарной и других систем силовой установки должны быть маркированы в соответствии с действующими нормами и защищены от коррозии.

1192. На ВС с воздушным винтом:

1) расстояние между концом лопасти воздушного винта и поверхностью взлетно-посадочной полосы, включая эксплуатацию на грунтовых аэродромах, при загруженном ВС до максимально допустимой взлетной массы  $G_{max}$  д.в должно обеспечивать нормальные условия эксплуатации. Расстояние до земли при полностью обжатых амортизаторах должно быть не менее 180 миллиметров и при этом должен быть обеспечен зазор между концом лопасти воздушного винта и землей при накаченной покрышке колеса;

2) расстояние между концом лопасти и другими частями ВС (фюзеляж, концы лопастей другого воздушного винта) должно быть не менее 250 миллиметров. Если при этом наблюдаются вибрации винта или частей ВС, то это расстояние должно быть увеличено;

3) зазор между задней кромкой лопасти винта во флюгерном положении и неподвижными частями ВС должен быть не менее 25 миллиметров;

4) должна быть предусмотрена противообледенительная система кока винта, предохраняющая кок от наращивания льда в условиях, указанных в пунктах 1269 и 1270 настоящих Норм.



1193. Для контроля за работой силовой установки и вспомогательной силовой установки на ВС должны быть установлены средства контроля.

1194. В конструкции систем силовой установки должны максимально использоваться стандартизованные и унифицированные агрегаты.

1195. Провода, применяемые в электроцепях систем силовой установки и вспомогательной силовой установки, а также в системах пожарной защиты, должны удовлетворять требованиям, кроме случаев, когда предусмотрены специальные требования.

1196. Системы силовой установки и вспомогательной силовой установки должны быть спроектированы в соответствии с общими требованиями летной годности.

1197. Агрегаты и системы силовой установки и вспомогательной силовой установки, потребляющие электроэнергию, должны соответствовать требованиям настоящих Норм.

#### **Параграф 4. Средства контроля работы силовой установки и вспомогательной силовой установки**

1198. Требования настоящего параграфа настоящей главы распространяются на средства измерения, индикации и сигнализации, обеспечивающие экипаж информацией, необходимой для контроля и управления силовой установкой и вспомогательной силовой установки ВС с газотурбинными двигателями.

1199. Характеристики средств контроля работы силовой установки и вспомогательной силовой установки должны обеспечивать эксплуатацию их в соответствии с эксплуатационной документацией на конкретный двигатель и ВС.

#### **Параграф 5. Требования к составу средств контроля силовой установки**

1200. Для контроля работы силовой установки на ВС должны быть установлены:  
тахометр для измерения и индикации частоты вращения роторов каждого двигателя ;

термометр для измерения и индикации температуры газа каждого двигателя;  
расходомер для измерения и индикации мгновенного значения массового часового расхода топлива каждого двигателя. На ВС местных воздушных линий расходомер может не устанавливаться;

масломер для измерения и индикации количества масла в баке каждого двигателя. Индикатор масломера в кабине экипажа может не устанавливаться;

манометр для измерения и индикации давления масла в масляной системе каждого двигателя;

термометр для измерения и индикации температуры масла каждого двигателя;

средства измерения и индикации уровня вибрации каждого двигателя с сигнализацией превышения допустимого уровня вибрации или сигнализаторы превышения допустимого уровня вибрации каждого двигателя;

средства (система) для измерения и индикации количества топлива в каждом баке или группе сообщающихся баков и суммарного количества топлива на ВС;

средства сигнализации превышения допустимого значения частоты вращения роторов;

средства сигнализации превышения допустимого значения температуры газа;

средства сигнализации резервного остатка топлива;

средства сигнализации минимального давления топлива на входе в двигатель;

средства сигнализации максимального допустимого перепада давления топлива на топливном фильтре каждого двигателя;

средства сигнализации минимального остатка масла в масляном баке. Допускается совмещение индикации количества масла и сигнализации минимального остатка масла на одном приборе. На ВС местных воздушных линий сигнализация может отсутствовать;

средства сигнализации минимального давления масла;

средства сигнализации появления стружки в масле каждого двигателя;

средства сигнализации пожара в пожароопасных отсеках силовой установки;

средства сигнализации перегрева во внутренних масляных или суфлируемых полостях двигателя, в которых в случае неисправности возможно возникновение перегрева, способного вызвать пожар;

средства сигнализации обледенения каждого двигателя. Сигнализаторы обледенения могут не устанавливаться, если показано, что расположение воздухозаборника двигателя или конструкция двигателя исключают возможность возникновения обледенения;

средства сигнализации работы подкачивающих и перекачивающих насосов, кранов перекрестного питания и пожарных кранов;

средства сигнализации включения и выключения впрыска жидкости в компрессор, если на двигателе установлена такая система;

средства сигнализации помпажа каждого двигателя.

1201. На ВС с турбореактивными двигателями кроме средств, указанных в пункте 1200 настоящих Норм, должны быть установлены сигнализаторы положения реверсивных устройств каждого двигателя, оборудованного таким устройством.

Рекомендуется на ВС с турбореактивными двигателями устанавливать средства измерения и индикации тяги каждого двигателя или параметра, характеризующего ее.

1202. На ВС с турбовинтовыми двигателями кроме средств, указанных в пункте 1200 настоящих Норм, должны быть установлены:

1) средства измерения и индикации крутящего момента каждого двигателя;

2) средства измерения и индикации положения рычага регулятора управления каждого двигателя;

3) средства сигнализации включения системы управления реверсивной тягой воздушного винта каждого двигателя, оборудованного устройством реверсирования;

4) средства сигнализации включения автоматического флюгирования воздушного винта каждого двигателя, оборудованного системой автоматического флюгирования.

Перечень приборов и сигнализаторов для контроля работы силовой установки самолетов местных воздушных линий может быть изменен или сокращен.

#### **Параграф 6. Требования к составу средств контроля работы вспомогательной силовой установки**

1203. Для контроля работы вспомогательной силовой установки на ВС должны быть установлены:

тахометр для измерения и индикации частоты вращения ротора двигателя;

термометр для измерения и индикации температуры газа двигателя;

термометр для измерения и индикации температуры масла на входе (выходе) двигателя;

средства сигнализации превышения допустимого значения частоты вращения ротора двигателя;

средства сигнализации превышения предельно-допустимого значения температуры газа;

средства сигнализации минимального давления масла на входе в двигатель;

средства сигнализации минимального давления топлива на входе в двигатель;

средства сигнализации минимального остатка масла в маслобаке;

средства сигнализации пожара в пожароопасных отсеках силовой установки;

средства сигнализации выхода двигателя на режим, позволяющий производить отбор мощности от него.

1204. На ВС должны быть установлены и вспомогательные силовые установки дополнительно к указанным в параграфе 18 главы 17 и в параграфе 8 главы 18, если они необходимы для обеспечения эксплуатации двигателя в пределах ограничений, оговоренных в Руководстве по технической эксплуатации на конкретный двигатель ВС.

1205. При отключении или отказе основных источников электроснабжения должны быть обеспечены электроснабжением от аварийных источников питания следующие средства контроля работы силовой установки и вспомогательной силовой установки:

средства сигнализации, указанные в параграфе 18 главы 17 и в параграфе 8 главы 18;

термометры газа маршевых двигателей и двигателя вспомогательной силовой установки (далее - ВСУ);

тахометры маршевых двигателей и двигателя вспомогательной силовой установки;

измеритель крутящих моментов для ВС с турбовинтовым двигателем.

1206. Другие средства контроля работы силовой установки и вспомогательной силовой установки в соответствии с пунктом 1203 настоящих Норм, если на конкретный двигатель и ВС предусмотрены специальные ограничения для этого случая

## **Параграф 7. Система управления реверсивным устройством**

1207. Система управления реверсивным устройством силовой установки совместно с системой управления реверсивным устройством двигателя должна удовлетворять требованию, а также позволять производить опробование действия реверсивного устройства на неработающем двигателе на ВС от соответствующих аэродромных источников питания.

1208. Органы управления реверсивными устройствами двигателей должны быть сгруппированы и расположены так, чтобы обеспечивалась возможность управления реверсивным устройством и тягой каждого двигателя в отдельности и всех двигателей вместе.

1209. Система управления реверсивным устройством должна быть выполнена таким образом, чтобы для увеличения обратной тяги необходимо было перемещать рычаги управления двигателями "на себя", а для уменьшения – "от себя".

Должны быть предусмотрены средства защиты, исключающие включение реверсивного устройства только на одном из симметрично расположенных двигателей, если такой отказ может привести к аварийной ситуации.

1210. Должны предусматриваться средства сигнализации для информации летного экипажа:

1) о нахождении реверсивного устройства в положении обратной тяги в течение всего времени работы двигателя на режимах реверсирования тяги;

2) о случайном открытии замка реверсивного устройства при работе двигателя на режимах прямой тяги и об открытии замка реверсивного устройства при включении реверсивного устройства летным экипажем.

1211. Органы управления реверсивным устройством на ВС должны быть выполнены так, чтобы включение реверсивного устройства, как минимум, требовало необходимости выполнения двух отдельных, четко выраженных операций:

1) уборка прямой тяги с фиксацией в положении "полетный малый газ" или "земной малый газ";

2) включение реверсивного устройства и выхода на режим реверсирования тяги.

1212. В Руководстве по летной эксплуатации должны быть оговорены условия и режимы полета, на которых рекомендуется и допускается использование реверсивного устройства.

## **Параграф 8. Система управления вспомогательной силовой установкой**

1213. Система управления вспомогательной силовой установки должна быть дистанционной из кабины экипажа и должна обеспечивать:

- 1) запуск и выключение вспомогательного газотурбинного двигателя;
- 2) изменение режима вспомогательного газотурбинного двигателя, если это предусмотрено в его конструкции;
- 3) поддержание заданного режима работы вспомогательного газотурбинного двигателя;
- 4) включение и выключение устройств, обеспечивающих отбор энергии вспомогательной силовой установки (воздуха, электроэнергии и мощности) для снабжения систем ВС на режимах и в условиях, разрешенных Руководством по летной эксплуатации.

1214. Система запуска вспомогательного газотурбинного двигателя должна быть автоматической и включаться путем воздействия на управляющий орган (пусковую кнопку, тумблер). Если имеются управляемые заслонки в воздухозаборнике и в выхлопном устройстве вспомогательной силовой установки, то должны быть предусмотрены средства, исключающие запуск вспомогательного газотурбинного двигателя при закрытых заслонках.

## **Глава 16. Оборудование и Компоненты**

**Сноска. Заголовок главы 16 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).**

### **Параграф 1. Оборудование внутрикабинной сигнализации**

1215. Требования настоящего параграфа настоящей главы распространяются на средства сигнализации, установленные на ВС и предназначенные для оповещения членов экипажа с помощью следующих видов средств сигнализации - визуальных, звуковых и тактильных - о возникшей на ВС ситуации.

Средство сигнализации - устройство, выдающее сигнал, непосредственно воздействующий на органы чувств членов экипажа. Такими устройствами могут быть как отдельные средства сигнализации, так и системы сигнализации.

Визуальные средства сигнализации предназначены для выдачи сигналов с помощью светосигнальных устройств, переключателей со световой сигнализацией (ламп-кнопок), бленкеров, флажков (планок) или шторок электромеханических индикаторов.

Звуковые средства сигнализации предназначены для выдачи тональных звуковых сигналов (например, с помощью сирены, звонка, зуммера) или речевых сообщений.

Тактильные средства сигнализации предназначены для передачи необходимой информации членам экипажа путем воздействия на механорецепторы кожи и мышечно-суставные рецепторы.

1216. Средства внутрикабинной сигнализации, установленные на ВС, обеспечивают выдачу информации (сигналов) трех категорий: аварийной, предупреждающей и уведомляющей. Определение категорий сигнализации производится исходя из информации о событиях, связанных с возможностью возникновения особых ситуаций и степени их опасности, а также величины времени реакции  $tp$ , которым располагает экипаж с момента появления сигнальной информации о возникшей ситуации до момента, когда еще можно предотвратить или прекратить ее опасное развитие.

К категории аварийной сигнальной информации относится информация о событиях, связанных с возможностью возникновения особых ситуаций, требующих немедленных действий со стороны экипажа. В качестве аварийных принимаются сигналы, характеризующие приближение или достижение эксплуатационных ограничений по параметрам движения ВС (например, *адоп*, *пу тах э* и другие) и сигналы, для которых  $tp < 15$  секунд.

1217. К категории предупреждающей сигнальной информации относится информация, требующая немедленного привлечения внимания, но не требующая быстрых действий члена экипажа. Для предупреждающих сигналов принимается, что располагаемое время  $tp > 15$  секунд.

1218. К категории уведомляющей сигнальной информации относится информация, указывающая на нормальную работу систем, выполнение алгоритма работы членов экипажа и другие. По величине располагаемого времени  $tp$  уведомляющая информация не регламентируется.

1219. Система сигнализации должна выполнять следующие функции:

1) своевременно привлекать внимание члена экипажа к возникшему состоянию (происшедшему событию). Для этого при необходимости используются следующие сигналы сильного привлекающего действия:

звуковые сигналы различной тональности, тембра и длительности, например, типа "зуммер";

тактильные сигналы;

сигналы светосигнальных устройств, работающих в проблесковом режиме;

2) раскрывать смысл случившегося, сигнальная информация должна быть определенной. Для этого используются:

надписи и символы светосигнальных устройств;

тексты речевых сообщений;

тональность, тембр и длительность звуковых сигналов;

сигнальные элементы индикаторов;

тактильные сигналы;

надписи переключателей со световой сигнализацией;

3) способствовать организации действий, необходимых в данной ситуации. Для этого используются:

надписи и символы светосигнальных устройств;

тактильные сигналы;

тексты речевых сообщений.

1220. Правильное восприятие информации, выдаваемой средствами сигнализации, должно обеспечиваться на всех этапах и режимах полета в условиях воздействия окружающей среды (шум и вибрация в кабине экипажа, переговоры по внутренней и внешней связи, условия освещения).

1221. Способ представления сигнальной информации, обеспечиваемый сочетанием различных средств ее выдачи и режимами их работы, должен учитывать категорию сигнальной информации и соответствовать возникшему на борту состоянию.

1222. Объем сигнальной информации, выдаваемой каждому члену экипажа на всех этапах и режимах полета, как в нормальных, так и в особых ситуациях, должен быть таким, чтобы обеспечивалось своевременное восприятие происшедшего события и принятия решения о необходимых действиях, а также исключалась излишняя перегрузка внимания каждого члена экипажа.

Рекомендуется использовать интегральные сигнализаторы и районирующие табло, особенно на режимах взлета и посадки, а также для контроля силовой установки и функциональных систем.

Для привлечения внимания и выдачи информации о конкретной ситуации или отказе по одному параметру должно использоваться одновременно не более трех сигнальных устройств.

1223. Визуальная сигнальная информация должна являться основным видом выдачи сигнальной информации членам экипажа ВС. Звуковые и тактильные сигналы, а также речевые сообщения должны использоваться совместно с визуальными сигнализаторами

1224. Аварийная сигнальная информация должна:

1) включать сигнал сильного привлекающего действия. При этом должно использоваться не менее двух видов сигнальных средств, воздействующих на разные рецепторы члена экипажа;

2) восприниматься не менее чем двумя членами экипажа. При этом аварийные светосигнальные устройства должны устанавливаться на рабочих местах не менее двух членов экипажа;

3) по возможности, предупреждающая сигнальная информация должны представляться в обработанном виде, освобождая экипаж от выполнения логических операций;

4) использовать сигналы, характеризующие неготовность ВС к взлету при таких состояниях систем и агрегатов ВС, которые могут привести на взлете к ситуации тяжелее усложнения условий полета;

5) использовать сигнализацию о неготовности ВС к посадке, которая информирует экипаж, как минимум, о непосадочной конфигурации ВС;

6) быть согласована между собой подбором текста надписей и речевых сообщений, а также с показаниями соответствующих приборов (не должна им противоречить).

1225. Должна быть обеспечена возможность прекращения выдачи сигналов сильного привлекающего действия с сохранением визуальной сигнальной информации о возникшей ситуации в случае, когда сигнальная информация опознана и воспринята, а причина ее появления не может быть устранена. При этом должен быть обеспечен автоматический возврат схемы в исходное положение для получения другого управляющего сигнала.

Для сигнализации о выходе на эксплуатационные ограничения и критические режимы должна быть исключена возможность выключения сигналов сильного привлекающего действия.

1226. Средства сигнализации и управление ими должны быть построены таким образом, чтобы исключить возможность таких ошибок со стороны членов экипажа, которые могут привести к невыдаче сигналов или невозможности их восприятия в случае срабатывания.

Регулировка громкости звуковых сигналов не допускается.

1227. Экипажу должна быть обеспечена возможность проведения контроля исправности всех входящих в систему средств сигнализации.

1228. Надписи и символы на светосигнальных устройствах, и тексты речевых сообщений, выдаваемые аппаратурой речевого оповещения, должны удовлетворять следующим требованиям:

содержание выдаваемой информации должно обеспечивать однозначное восприятие экипажем характера возникшего состояния или события;

должно быть обеспечено максимально возможное совпадение формулировок и порядка построения фразы речевого сообщения и соответствующей надписи светосигнального устройства;

рекомендации по действиям экипажа в сложившейся ситуации должны начинаться с указания действия (например, "Управляй креном", "Выпусти шасси").

## **Параграф 2. Воздухозаборники**

1229. В ожидаемых условиях эксплуатации и при всех допускаемых Руководством по летной эксплуатации режимах работы двигателей и их сочетаниях должна обеспечиваться газодинамическая устойчивая совместная работа воздухозаборников и двигателей.



1230. В ожидаемых условиях эксплуатации и при всех допускаемых Руководством по летной эксплуатации режимах работы двигателей и их сочетаниях уровень вибронпряжений в лопатках компрессора, вызываемых компоновкой двигателей на ВС, не должен превышать допустимого значения.

1231. Воздухозаборник должен быть скомпонован на ВС или защищен специальными устройствами (сетки в канале, струйная защита, щитки на колесах шасси) таким образом, чтобы при рулении, взлете и посадке ВС попадание внутрь воздухозаборного устройства посторонних предметов с поверхности аэродрома не вызывало механических повреждений деталей двигателя, величины которых превышают установленные пунктом 840 настоящих Норм. При использовании реверса тяги растекание реактивных струй по поверхности аэродрома должно быть организовано таким образом, чтобы исключать попадание внутрь воздухозаборника посторонних предметов с поверхности аэродрома, вызывающее механические повреждения деталей двигателя, величины которых превышают пунктом 840 настоящих Норм.

1232. Воздухозаборник должен быть снабжен противообледенительной системой с автоматическим и ручным управлением для предотвращения образования льда при полете в условиях обледенения. Должна иметься возможность проверки исправности противообледенительной системы воздухозаборника на земле, а также контроль за ее работой в полете.

1233. Воздухозаборник вспомогательной силовой установки должен удовлетворять требования. Противообледенительную систему на воздухозаборнике вспомогательной силовой установки можно не устанавливать, если будет показано, что при выбранной компоновке вспомогательной силовой установки на ВС в противообледенительной системе нет необходимости.

1234. Конструкция и компоновка воздухозаборника вспомогательного газотурбинного двигателя и выхлопного устройства вспомогательной силовой установки на ВС должны быть выполнены таким образом, чтобы обеспечивались нормальный запуск и положительный перепад давления на режимах авторотации для исключения обратного вращения ротора вспомогательного газотурбинного двигателя и, если это необходимо, ограничение максимальной частоты вращения ротора на этом режиме.

### **Параграф 3. Выходные устройства**

1235. Выходные устройства двигателей силовой установки и вспомогательной силовой установки должны быть скомпонованы таким образом, чтобы не допустить перегрева прилегающих элементов конструкции ВС.

1236. Компоновка выходных устройств должна исключать произвольную утечку газов, а также их попадание в кабину ВС.

1237. Элементы конструкции и обшивки ВС, находящиеся вблизи выходных устройств двигателей или на которые возможно попадание выхлопных газов, должны быть изготовлены из огнестойких материалов.

1238. Элементы выходного устройства, как силовой установки, так и вспомогательной силовой установки должны допускать (где это необходимо) относительное перемещение и исключать их разрушение или недопустимую деформацию при расширении от нагрева в условиях работы двигателей на всех эксплуатационных режимах.

1239. Для выходных устройств силовой установки, имеющих реверсирование тяги, места расположения выпускных каналов и направления струй газа (воздуха), выходящих из реверсивного устройства, при его работе на всех режимах, разрешенных Руководством по летной эксплуатации, должны быть выбраны так, чтобы исключать:

1) недопустимый нагрев и вибрации элементов конструкции двигателя, силовой установки и ВС от воздействий реверсивных струй;

2) засасывание в воздухозаборники под действием реверсивных струй посторонних предметов с поверхности аэродрома;

3) недопустимое снижение запаса устойчивой работы компрессора двигателя вследствие попадания выхлопных газов и изменения структуры потока на входе в воздухозаборник;

4) возникновение недопустимых неуравновешенных вертикальных или боковых нагрузок на элементы двигателя и ВС;

5) недопустимое снижение устойчивости и управляемости ВС из-за влияния реверсивных струй на органы управления.

1240. Выходные устройства вспомогательной силовой установки должны удовлетворять требованиям.

#### **Параграф 4. Капоты**

1241. Капоты (обшивка) гондол двигателей должны быть сконструированы и установлены таким образом, чтобы они выдерживали вибрационные, инерционные и другие нагрузки от потока воздуха, которые могут воздействовать на них в условиях эксплуатации.

1242. Капот должен иметь систему дренажирования горючих жидкостей из мотогондолы, удовлетворяющую требованиям.

1243. Капоты должны изготавливаться из материала не менее теплостойкого, чем дюралюминий. Части капота, подверженные в процессе эксплуатации повышенному нагреву из-за их близости к высоконагретым поверхностям двигателя или к элементам выхлопной системы, должны быть изготовлены из материалов, выдерживающих эти

повышенные температуры, а части капота, подверженные воздействию выхлопных газов, должны быть изготовлены из огнестойких материалов, если это воздействие вызывает снижение прочности или повреждение конструкции.

1244. Воздухозаборники и выходные патрубки (жалюзи) системы охлаждения (вентиляции) подкапотного пространства, а также выходные патрубки других систем должны размещаться таким образом, чтобы обеспечивался безопасный выход воздуха, газов. Их расположение на капоте должно удовлетворять требованиям.

1245. На капотах каждого двигателя с внешней стороны должен быть лючок для подачи огнегасительного вещества в подкапотное пространство от наземных аэродромных огнетушительных средств. Лючок должен легко открываться при нажатии на него раструбом или распылителем наземных огнетушительных средств. Лючок должен иметь обозначение красным цветом по контуру и иметь надпись: "Для наземного тушения".

Размеры лючка должны быть равны:

- 1) для круглого - диаметр не менее 127 миллиметров;
- 2) для квадратного - сторона не менее 127 миллиметров.

#### **Параграф 5. Испытания воздухозаборников, выходных устройств и капотов**

1246. Для оценки соответствия воздухозаборников требованиям пункта 1251 настоящих Норм должны быть проведены наземные и летные испытания. При испытаниях проверяются:

1) устойчивость совместной работы воздухозаборников и двигателей в ожидаемых условиях эксплуатации, в том числе и при допустимых ветровых условиях;

2) работоспособность и эффективность противообледенительной системы воздухозаборника в контролируемых условиях естественного обледенения в соответствии с пунктом 1277 настоящих Норм;

3) обеспеченность защиты от попадания посторонних предметов в двигатель с взлетно-посадочной полосы при рулении, взлете и посадке ВС;

4) работоспособность воздухозаборника вспомогательной силовой установки и обеспечение им запуска и нормальной работы вспомогательного газотурбинного двигателя на земле и в полете во всех ожидаемых условиях эксплуатации с учетом имеющихся указаний в Руководстве по летной эксплуатации;

5) влияние помпажного срыва в одном из двигателей на работу близко расположенных двигателей.

1247. Для оценки соответствия выходных устройств требованиям должны быть проведены наземные и летные испытания. При испытаниях должны быть определены:

- 1) тепловые условия выходного устройства;

2) тепловые условия силовых элементов реверсивного устройства на всех режимах полета и работы двигателей, допустимых при применении реверсирования тяги согласно Руководства по летной эксплуатации;

3) температуры элементов конструкции ВС, на которые возможно попадание выхлопных газов, как на режимах прямой тяги, так и на режимах реверсирования тяги.

1248. Для оценки соответствия требованиям главы должен быть представлен расчет на прочность капотов и проведены наземные испытания по определению эффективности дренажей по удалению из мотогондол горючих жидкостей, а также измерены температуры элементов капота в районе выходных устройств при работе двигателя на всех режимах, в том числе и на режимах реверсирования, если силовая установка оборудована реверсивным устройством. Должна быть показана возможность открытия пожарных лючков от наземных аэродромных средств тушения пожара.

## **Параграф 6. Оборудование ВС**

1249. Требования в параграфах 6, 14, 17 и 18 настоящей главы распространяются на следующее бортовое оборудование:

пилотажно-навигационное;

радиотехническое оборудование навигации, посадки и управления воздушным движением;

радиосвязное;

электротехническое;

светотехническое;

средства контроля работы силовой установки.

Требования в параграфе 6 настоящей главы не относятся к оборудованию, использующему экранные индикаторы (на электронно-лучевых трубках, светодиодах, кроме экрана радиолокатора) для отображения информации о пилотажно-навигационных параметрах и (или) параметрах работы силовой установки.

1250. Положения в параграфе 6 настоящей главы определяют состав оборудования ВС, общие требования к техническим характеристикам, конструкции и размещению на ВС оборудования, а также требования к компоновке кабины экипажа и размещению в кабине средств отображения информации и сигнализации.

1251. Бортовое оборудование должно быть сконструировано, изготовлено и установлено на ВС таким образом, чтобы:

1) в ожидаемых условиях эксплуатации обеспечивалось выполнение всех требуемых функций для производства полета в соответствии с Руководством по летной эксплуатации;

2) требуемые функции обеспечивались в условиях внешних воздействий, которые могут иметь место в процессе эксплуатации конкретного типа ВС в полете и на земле;

3) при выполнении полетов в ожидаемых условиях эксплуатации обеспечивались действующие требования по эшелонированию и точности самолетовождения и пилотирования.

Если бортовое оборудование соответствует требованиям пункта 1248 настоящих Норм, а параметры внешних воздействий, которые могут иметь место на воздушном судне в местах установки этого оборудования, не превышают соответствующих норм, изложенных в пунктах 1249 - 1250 настоящих Норм, то обеспечивается выполнение этого пункта без дополнительных доказательств.

1252. Бортовое оборудование и установленное в зонах со взрывоопасными средами должно удовлетворять требованиям по взрывобезопасности оборудования, изложенным в пункте 1250 настоящих Норм.

1253 Должна быть доказана практическая невероятность того, что бортовое оборудование, установленное на ВС, является источником пожара, ядовитых газов как при исправной его работе, так и при возможных его отказах.

1254. Бортовое оборудование должно быть работоспособно при качестве электропитания, имеющем место на конкретном типе ВС. Выполнение требований пункта 1249 настоящих Норм, по качеству электропитания применительно к приемникам электроэнергии и система электроснабжения на ВС обеспечивает выполнение требований данного пункта без дополнительных доказательств.

1255. Состав приемников электроэнергии первой категории должен выбираться таким образом, чтобы:

1) для ВС оборудованных генераторами, установленными на вспомогательной силовой установке, при всех отключенных (отказавших) генераторах, установленных на маршевых двигателях, и при незапущенной вспомогательной силовой установке, при работе только этих приемников обеспечивалась в соответствии с рекомендациями Руководства по летной эксплуатации возможность завершения полета и безопасной посадки или полета, по крайней мере, до окончания запуска вспомогательной силовой установки и подключения ее генератора к системе распределения ВС;

2) для ВС не оснащенных генераторами, установленными на вспомогательной силовой установке, при всех отключенных (отказавших) генераторах, при работе только этих приемников обеспечивалась в соответствии с рекомендациями Руководства по летной эксплуатации возможность завершения полета и безопасной посадки.

1256. При отказах в системе электроснабжения и (или) в одном из ее каналов, приводящих к потере питания приемников любой шины или канала, или ухудшении качества электропитания приемников возникающая ситуация не должна быть тяжелее сложной.

1257. Возникновение отказов или неисправностей в каких-либо приемниках не должно приводить к прекращению электроснабжения других приемников I или II категорий.

Должна быть доказана инженерным анализом и (или) испытаниями возможность выполнения полета (от взлета до посадки) в соответствии с ранее установленным планом полета при отключенных приемниках электроэнергии III категории.

1258. Все элементы функциональных систем, потребляющие электроэнергию и требующие в полете непосредственного обслуживания, должны быть выполнены и (или) смонтированы так, чтобы исключалась опасность поражения электрическим током при обслуживании или случайном прикосновении.

1259. Температура любой части устройств, требующих регулировки во время работы, не должна превышать более чем на  $20^{\circ}\text{C}$  температуру окружающей среды. Температура наружных поверхностей устройств (за исключением горячих поверхностей кухонного оборудования), установленных в таких местах ВС, которые могут быть доступны для пассажиров и экипажа, или там, где эти устройства могут соприкасаться с их вещами, не должна превышать  $+70^{\circ}\text{C}$  при температуре окружающего воздуха  $+20^{\circ}\text{C}$ .

1260. Бортовое оборудование должно быть сконструировано, изготовлено и установлено таким образом, чтобы при пользовании его органами управления при всех возможных положениях, а также при нарушении необходимой последовательности рабочих операций не могли возникнуть повреждения, как данного оборудования, так и другого оборудования, каким-либо образом с ним связанного. Органы управления и регулировки, которые не используются в полете, должны быть недоступны для экипажа.

1261. Для функциональных систем оборудования, отказ которых может служить непосредственной причиной возникновения особой ситуации тяжелее усложнения условий полета должны быть предусмотрены средства контроля их отказного состояния и обеспечена выдача сигнала об отказе с возможностью использования этого сигнала для индикации экипажу и (или) возможностью его применения взаимодействующими системами для обеспечения блокировки (невозможности включения отказавшей системы для соответствующего режима управления).

1262. Для проверки исправности оборудования в его конструкции должно быть предусмотрено наличие встроенного контроля или возможности сопряжения с внешними устройствами контроля работоспособности. Средства контроля могут отсутствовать, если в эксплуатационной документации на ВС оговорены методы, обеспечивающие проверку исправности без их использования.

1263. Бортовое оборудование должно размещаться на ВС таким образом, чтобы были обеспечены необходимые условия для работы с ним соответствующих членов экипажа в полете согласно требованиям.

1264. Все функциональные системы, потребляющие, генерирующие, преобразующие или распределяющие электроэнергию или электрические сигналы (

включая цепи электропитания, управления, передачи информации и антенно-фидерные устройства), должны быть сконструированы, изготовлены и установлены на ВС таким образом, чтобы при их одновременной работе, возможной в процессе эксплуатации, не создавались такие электромагнитные помехи радиотехнического оборудования навигации, посадки, радиосвязного оборудования или электронным устройствам, которые приводят к нарушению их работоспособности или возникновению особых ситуаций.

Все элементы функциональных систем должны быть сконструированы в соответствии с пунктом 1287 настоящих Норм.

Допускается наличие электромагнитных помех, не приводящих к возникновению особой ситуации хуже, чем усложнение условий полета, если обеспечивается возможность разнесения по времени работы источника и приемника помех.

1265. Состав и содержание придаваемой к ВС и оборудованию технической документации должны обеспечивать правильную эксплуатацию, обслуживание, хранение и транспортировку оборудования. Оборудование должно иметь маркировку, обеспечивающую четкую идентификацию изделий.

1266. Диапазон измерения и индикации параметров с учетом возможных погрешностей оборудования должен быть таким, чтобы обеспечивалось выполнение полетов в ожидаемых условиях эксплуатации.

1267. Бортовое оборудование должно соответствовать требованиям параграфа 9 главы 7 с подтверждением необходимыми расчетами, стендовыми и (или) наземными, летными испытаниями.

## **Параграф 7. Противообледенительная защита**

1268. Характеристики и конструкция ВС, допускаемого для эксплуатации в условиях обледенения, должны обеспечивать безопасность полетов в условиях обледенения на всех эксплуатационных высотах и скоростях.

1269. Защита ВС должна обеспечиваться без возникновения особых ситуаций в диапазоне следующих условий длительного обледенения.

При предельных значениях водностей и температур допускается усложнение условий полета.

Под защитой понимается комплекс конструктивных, аэродинамических и иных мероприятий (включающих установку на ВС противообледенительной системы).

1270. Защита ВС должна обеспечиваться без возникновения сложной ситуации в условиях кратковременного обледенения. При этом отказ силовой установки по причине обледенения не допускается.

1271. Противообледенительная система планера ВС должна проектироваться в соответствии с требованиями, а противообледенительная система силовых установок, датчиков приборов высотно-скоростных параметров (приемники воздушного давления,

датчики углов атаки и скольжения) и сигнализаторов обледенения - в соответствии с требованиями настоящих Норм.

При работе противообледенительной системы допускаются остаточные льдообразования на элементах планера и силовой установки, не приводящие к возникновению особых ситуаций.

1272. В случае применения на ВС противообледенительной системы, функционирование которой связано с работой двигателей, соответствие требованиям параграфа 7 настоящей главы следует определять также и при отказе одного (критического) двигателя на любом этапе полета. При этом должно быть показано, что снижение эффективности противообледенительной системы не приводит к возникновению аварийной ситуации.

1273. ВС должен быть оборудован средствами сигнализации обледенения, обеспечивающими своевременное предупреждение экипажа, выдачу сигнала об обледенении в течение всего времени полета в условиях обледенения.

При сертификации ВС должно быть показано, что характеристики, конструкция сигнализатора и место его установки на ВС обеспечивают выдачу сигнала о начале обледенения не позднее, чем произойдет образование льда толщиной до 0,5 миллиметра на эталонном цилиндре диаметром 10-15 миллиметров.

Рекомендуется устанавливать на ВС визуальный указатель или интенсиметр обледенения, а также автоматическое включение (управление) противообледенительной системой предусматривается при наличии ее ручного включения и выключения.

1274. Должна быть обеспечена возможность проверки исправности и работоспособности противообледенительной системы на земле, а также контроль за ее работой в полете. Для членов экипажа днем и ночью должна быть обеспечена возможность прямого или косвенного контроля наличия льда на поверхностях и частях ВС. Конкретные поверхности и части, подлежащие визуальному контролю, определяются по результатам анализа в процессе проектирования и сертификации ВС.

1275. Работа противообледенительной системы не должна вызывать изменений летных характеристик ВС, приводящих к усложнению условий полета, и создавать помехи в работе навигационного и радиотехнического оборудования, превышающие допустимый уровень, установленный настоящими Нормами, а также вызывать нарушения в работе или отказ других систем ВС.

1276. Эксплуатация противообледенительной системы планера и двигателей должна обеспечиваться на всех эксплуатационных режимах работы двигателей в соответствии с Руководством по летной эксплуатации.

Возможное образование льда на элементах силовой установки и сброс льда, как при работающей противообледенительной системы, так и при запаздывании включения



противообледенительной системы, не должны приводить к неблагоприятным последствиям.

1277. При попадании ВС в условия обледенения с неработающей противообледенительной системой планера должна быть обеспечена возможность завершения полета в соответствии с Руководством по летной эксплуатации без возникновения аварийной ситуации.

1278. Для ВС, имеющих не защищенные от обледенения отдельные несущие поверхности и другие элементы конструкции, должна быть обеспечена безопасность полета в условиях обледенения на всех эксплуатационных высотах и скоростях в соответствии с требованиями.

1279. В условиях обледенения не должно происходить заклинивания или повреждения льдом органов управления и механизации ВС.

1280. Для ВС, не предназначенных для полетов в условиях обледенения, должна быть обеспечена безопасность полета при непреднамеренном попадании в условия обледенения в течение времени, необходимого в соответствии с Руководством по летной эксплуатации для выхода из зоны обледенения без возникновения аварийной ситуации.

На указанных воздушных судах рекомендуется предусматривать сигнализацию обледенения, а также защиту от обледенения силовых установок, остекления кабины экипажа, датчиков приборов высотно-скоростных параметров.

1281. Соответствие ВС требованиям настоящей главы, а также требованиям параграфа 4 главы 4 настоящих Норм, относящимся к полету в условиях обледенения, должно быть подтверждено расчетами и комплексом наземных и летных испытаний, включая испытания в условиях естественного обледенения. Рекомендуемый перечень испытаний:

- 1) лабораторные и стендовые испытания отдельных частей ВС или их моделей в "сухом" воздухе и в условиях искусственного обледенения;
- 2) испытания моделей ВС или его отдельных частей с имитаторами льда в аэродинамической трубе;
- 3) летные испытания противообледенительной системы ВС в "сухом" воздухе;
- 4) летные испытания ВС или его частей в контролируемых условиях искусственного обледенения;
- 5) летные испытания ВС с имитаторами льда;
- 6) летные испытания ВС в контролируемых условиях естественного обледенения.

## **Параграф 8. Система сбора полетной информации**

1282. Накопленная системой сбора полетная информация предназначена для установления и анализа причин летных происшествий и предпосылок к ним и может

быть использована для оценки технического состояния авиационной техники, контроля режимов работы систем и агрегатов ВС, оценки действий экипажа.

В состав системы сбора полетной информации должны входить:

бортовое средство сбора параметрической информации;

бортовое средство сбора звуковой информации.

Для ВС массой менее 10 тонн и с числом членов экипажа не более двух требование в части установки бортового средства сбора звуковой информации является рекомендательным.

Бортовое средство сбора параметрической информации и бортовое средство сбора звуковой информации не должны нарушать работоспособности контролируемых систем и оборудования ВС при нормальной работе, а при отказах в блоках этих бортовых средств и в линиях связи не приводить к ситуации хуже, чем усложнение условий полета.

В системе сбора полетной информации должны быть предусмотрены устройства, обеспечивающие переключение бортового средства сбора параметрической информации и бортового средства сбора звуковой информации на аварийный источник электроэнергии.

Для бортового средства сбора параметрической информации исключение составляют сигналы, снимаемые с самолетных систем, не обеспеченных аварийным питанием.

Включение и выключение бортовых средств должны производиться автоматически, а также вручную. Выключение в полете этих бортовых средств должно быть исключено.

Должна быть обеспечена синхронизация параметрической и звуковой информации.

Бортовое средство сбора параметрической информации и бортовое средство сбора звуковой информации должны нормально функционировать в условиях внешних воздействий согласно пунктам 1248 и 1249 настоящих Норм.

Защищенные накопители бортового средства сбора параметрической информации и бортового средства сбора звуковой информации должны обеспечивать сохранность накопленной в полете информации в случае летного происшествия в условиях внешних воздействий, оговоренных пунктами 1248 и 1249 настоящих Норм.

Защищенные накопители бортового средства сбора параметрической информации и бортового средства сбора звуковой информации рекомендуется устанавливать в местах, обеспечивающих максимальную вероятность сохранения информации при летных происшествиях.

Защищенные накопители бортового средства сбора параметрической информации и бортового средства сбора звуковой информации должны окрашиваться в ярко-оранжевый или ярко-желтый цвет и иметь надписи "АВАРИЙНЫЙ САМОПИСЕЦ" - на русском языке и "FLIGHT RECORDER" - для бортового средства

сбора параметрической информации, "VOICE RECORDER" - для бортового средства сбора звуковой информации на английском языке.

#### **Параграф 9. Бортовое средство сбора параметрической информации**

1283. Бортовое средство сбора параметрической информации должно обеспечивать регистрацию следующих групп параметров:

- служебные параметры (время, номер рейса, номер ВС, дата полета);
- параметры, характеризующие движение ВС;
- параметры, характеризующие положение органов управления ВС;
- параметры, характеризующие состояние силовой установки;
- параметры, характеризующие состояние систем ВС.

1284. Защищенный накопитель бортового средства сбора параметрической информации должен обеспечивать накопление и сохранение информации не менее чем за последние 25 часов работы бортового средства сбора параметрической информации.

#### **Параграф 10. Бортовое средство сбора звуковой информации**

1285. Бортовое средство сбора звуковой информации должно обеспечивать непрерывную запись переговоров по внутренней и внешней связи, спецсигналов, поступающих в телефоны пилотов и громкоговорители, а также открытых переговоров в кабине экипажа.

1286. Бортовое средство сбора звуковой информации должно иметь не менее четырех независимых каналов записи.

Распределение информации рекомендуется выполнять следующим:

- по 1-му каналу - левый пилот (с использованием аппаратуры внутренней связи);
- по 2-му каналу - правый пилот (с использованием аппаратуры внутренней связи);
- по 3-му каналу - открытый микрофон (микрофоны), установленный (ые) в кабине экипажа;
- по 4-му каналу - записи времени.

Информация, накопленная бортовым средством сбора звуковой информации, должна сохраняться не менее чем за последние 30 минут работы бортового средства сбора звуковой информации.

Качество воспроизведения речи по каналам, работающим с аппаратурой внутренней связи, при воспроизведении на специальном наземном устройстве должно обеспечивать понимание накопленной звуковой информации.

### **Глава 17. Электрические системы**

Сноска. Заголовок главы 17 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).

## **Параграф 1. Требования к прокладке и защите жгутов проводов**

1287. Жгуты проводов должны быть проложены так, чтобы был обеспечен доступ для осмотра, обслуживания и регулировки аппаратуры и агрегатов ВС без демонтажа жгутов и не была закрыта маркировка элементов.

1288. Провода, используемые на ВС, должны быть рассчитаны на применение во всех условиях, которые могут возникнуть в месте их прокладки во всех ожидаемых условиях эксплуатации ВС.

1289. Отдельные участки жгутов проводов, расположенные в местах, где возможны механические воздействия или воздействия жидкостей, паров и горячего воздуха, должны иметь соответствующую защиту. В местах, где жгуты подвергаются периодическим изгибам, необходимо применять специальные и гибкие провода.

1290. Изоляция проводов должна быть самозатухающей. Методика испытания по определению способности проводов к самозатуханию.

1291. Жгуты проводов должны быть проложены выше трубопроводов гидравлической, топливной и масляной систем. Участки проводов и жгутов (снижения) в районе агрегатов указанных систем допускается прокладывать ниже трубопроводов, при этом должна быть обеспечена их соответствующая защита. При прокладке жгутов должны быть обеспечены необходимые зазоры между жгутами проводов и элементами конструкции, блоками, трубопроводами различных систем, исключая повреждение изоляции проводов.

1292. Провода, питающие резервирующие элементы отдельных систем и распределительные устройства, должны быть разнесены для уменьшения вероятности их одновременного повреждения.

Для проводов сечением 4,0 мм<sup>2</sup> и менее, заделанных в наконечники, должен быть предусмотрен эксплуатационный запас по длине, позволяющий производить повторные заделки не менее трех раз с каждого конца провода. Указанный запас распределяется равномерно на участке 3-4 точек крепления жгута, начиная от места заделки проводов.

1293. Подвижные участки жгутов должны обеспечивать свободу перемещения подвижных частей конструкции ВС без повреждения жгутов в пределах межремонтного ресурса.

## **Параграф 2. Требования при присоединении минусовых проводов к корпусу ВС**

1294. Места присоединения минусовых проводов не должны быть подвержены прямому попаданию воды, топлива, масла, гидросмеси и других жидкостей.

1295. Присоединение минусовых проводов не должно приводить к уменьшению прочности конструкции. Толщина корпуса в местах присоединения минусовых проводов должна быть не менее значений.

Допускается увеличение толщины корпуса в месте присоединения минусовых проводов за счет установки накладок, шин и других деталей.

1296. В бортовой сети одним болтом или на одну клемму допускается крепить до трех наконечников для приемников III категории, до двух наконечников для приемников I и II категорий с проводами сечением не более  $1,5 \text{ мм}^2$ ; до двух наконечников для приемников III категории и одного - для приемников I и II категорий с проводами сечением не более  $4 \text{ мм}^2$  при температуре в месте присоединения до  $+85^\circ \text{C}$  и не более 1 наконечника с проводами любого сечения при температурах более  $85^\circ \text{C}$ .

1297. Величины переходных сопротивлений между наконечником и корпусом ВС не должны превышать значений.

Точки заземления минусовых проводов (клеммы, болты, гайки) должны быть окрашены в красный цвет.

### **Параграф 3. Требования к установке электрических соединителей**

1298. Низкочастотные электрические соединители должны жестко крепиться в местах, обеспечивающих доступ к ним с использованием всех точек крепления, предусмотренных конструкцией соединителя.

1299. Установка низкочастотного соединителя должна быть выполнена таким образом, чтобы обеспечивалась возможность сочленения и расчленения частей соединителя без натяжения жгутов и обеспечена контровка соединения после стыковки частей соединителя.

На соединители, предусмотренные для неподключенного в полете оборудования, должны быть установлены заглушки с контровкой.

1300. При установке двух и более соединителей в непосредственной близости друг от друга должны быть предусмотрены конструктивные меры, исключающие возможность сочленения любой части соединителя не со своей ответной частью.

1301. Место установки соединителя должно быть выбрано таким образом, чтобы исключалась возможность непосредственного попадания влаги на соединитель или должна быть предусмотрена защита, исключающая такое попадание влаги на соединитель.

1302. Для исключения попадания влаги в соединители по жгутам последние должны подводиться снизу или иметь петлю.

#### **Параграф 4. Система генерирования**

1303. При безотказной работе системы генерирования мощность ее (в первичной и вторичной системах электроснабжения) должна быть достаточной для обеспечения питания приемников электроэнергии при всех возможных сочетаниях их включения.

1304. Мощность системы генерирования (в первичной и вторичной системах электроснабжения) должна быть такова, что в случае отказа одного маршевого двигателя (генератора) ВС, при их общем числе до трех, и при отказе двух маршевых двигателей (генераторов) ВС, при их общем числе четыре и более, должно обеспечиваться питание всех приемников электроэнергии с качеством, соответствующего параграфам 4,5,8,9,10, главы 18, для нормальной работы системы электроснабжения. Допускается отключение приемников электроэнергии третьей категории.

1305. При отказе половины или одного из трех источников любой вторичной системы электроснабжения должно обеспечиваться питание всех приемников электроэнергии с качеством, соответствующим требованиям параграфа 7, главы 18, для нормальной работы системы электроснабжения. Допускается отключение приемников электроэнергии третьей категории.

1306. Любой возможный единичный отказ изделий каждого источника (включая аппаратуру регулирования и управления, а также элементы сети) не должен:

- 1) приводить к отказу других источников электроэнергии;
- 2) вызывать отказы других цепей, которые не подвергались повреждениям.

1307. Аппаратура защиты системы генерирования должна производить обесточивание и отключение неисправных источников, обеспечивая качество электроэнергии и время перерыва электропитания в соответствии с параграфом 7, главы 18.

1308 На ВС должны быть установлены средства для принудительного отключения каждого первичного источника электроэнергии (в том числе аккумуляторных батарей системы электроснабжения) от системы распределения. Органы управления этими средствами должны быть размещены так, чтобы ими можно было пользоваться во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

1309. Для каждого источника и преобразователя системы генерирования электроэнергии должны быть предусмотрены средства немедленного предупреждения экипажа о неисправности данного источника и переходе на резервные источники.

1310. Должны быть предусмотрены средства защиты генераторов и линии, соединяющих их с распределительным устройством, от коротких замыканий и перенапряжений.

В случае применения коллекторных генераторов постоянного тока должна быть предусмотрена защита от обратного тока.

1311. Аккумуляторы системы электроснабжения должны устанавливаться вне кабины экипажа и салонов пассажиров или помещаться в изолированные от кабины или салона отсеки таким образом, чтобы они не представляли опасности для ВС или пассажиров.

1312. Способ установки аккумуляторной батареи должен обеспечивать:

- 1) свободный доступ для осмотра и замены;
- 2) поддержание температуры электролита в пределах, необходимых для нормальной работы в процессе эксплуатации;
- 3) вентиляцию аккумуляторов и отсеков для предотвращения опасной концентрации воспламеняемых и токсичных газов;
- 4) защиту конструкции ВС от коррозии, вызываемой действием электролита и выделяемых из аккумуляторов газов.

1313. Аккумуляторные батареи должны иметь такие характеристики и устанавливаться таким образом, чтобы в любых условиях эксплуатации и при любых эволюциях, на которые рассчитано ВС, они обеспечивали электропитание приемников электроэнергии с качеством, не хуже соответствующего требованиям в параграфа 7 главы 18 настоящих Норм, для аварийной работы системы электроснабжения.

#### **Параграф 5. Система распределения**

1314. Все провода системы распределения, соединенные с шинами распределительных устройств, должны быть защищены автоматами защиты или плавкими предохранителями от коротких замыканий и от недопустимых перегрузок, если они могут иметь место в этих проводах. Допускается не устанавливать аппараты защиты в проводах длиной до одного метра внутри распределительных устройств при условии, если они не проходят через контакты коммутационных аппаратов, электрических соединителей или другие монтажные элементы.

1315. Коммутационная аппаратура системы распределения должна выбираться в зависимости от величины и характера нагрузок.

1316. Одним аппаратом защиты могут быть защищены провода только одной цепи электропитания приемника электроэнергии первой или второй категории или цепи группы таких приемников электроэнергии, являющихся функционально зависимыми элементами одной системы бортового оборудования.

Функционально зависимыми элементами называются такие элементы, отказ одного из которых приводит к прекращению функционирования всей группы элементов.

1317. ВС должен иметь на борту комплект запасных плавких предохранителей из расчета по 1 штуке каждого номинала предохранителей, применяемых во вторичной распределительной сети данного ВС.

## **Параграф 6. Испытания систем электроснабжения и агрегатов Электрооборудования**

1318. Образец каждого типа электрооборудования должен пройти испытания на соответствие требованиям пунктов 1249 - 1250 настоящих Норм.

1319. Должны быть проведены стендовые испытания натурального макета системы электроснабжения сертифицируемого ВС при безотказной работе и при имитации отказов. Характеристики приводов генераторов при стендовых испытаниях должны в максимальной степени соответствовать характеристикам самолетного двигателя.

1320. При летных испытаниях сертифицируемого ВС система электроснабжения должна быть испытана в тех условиях полета, имитация которых невозможна при проведении стендовых испытаний.

## **Параграф 7. Светотехническое оборудование**

1321. Требования настоящей главы распространяются на следующие виды светотехнического оборудования:

- аэронавигационное оборудование;
- посадочно-рулежное оборудование;
- оборудование для освещения кабин членов экипажа;
- оборудование для внутрикабинной световой сигнализации;
- оборудование для освещения пассажирских кабин;
- оборудование для освещения служебных помещений ВС.

1322. Оборудование является требуемым светотехническим оборудованием и должно устанавливаться на ВС, совершающих полеты по Правилам полетов по приборам. На ВС, предназначенных для выполнения полетов только в визуальных условиях, не является требуемым установка - следующих видов светотехнического оборудования:

- посадочно-рулежного;
- освещения пассажирских кабин.

1323. Светотехническое оборудование, установленное на ВС, не должно вызывать ослепления членов экипажа или создавать какие-либо другие неудобства, мешающие им выполнять свои обязанности.

Внутрикабинное освещение не должно снижать функций зрения экипажа при обзоре внешнего пространства.

Работа светотехнического оборудования не должна вызывать помехи в работе других типов оборудования.

1324. Светотехническое оборудование при нормальной эксплуатации, а также в случае неисправности какой-либо его части должно быть безопасным в пожарном отношении.



Любые применяемые колпачки или цветные фильтры должны быть изготовлены так, чтобы они не меняли свой цвет или форму и не создавали значительных потерь света в условиях нормальной эксплуатации.

1325. Осветительная арматура должна быть сконструирована таким образом, чтобы исключалась возможность поражения током при замене или удалении ламп.

#### **Параграф 8. Защита ВС от атмосферного электричества (молнии и электростатического заряда)**

1326. Воздействие атмосферного электричества на ВС не должно приводить к аварийной или катастрофической ситуации в полете.

Соответствие требованиям настоящей главы должно быть показано путем испытаний и расчетов с предъявлением доказательной документации.

Испытания и расчеты на воздействие молнии следует производить из условий воздействия на ВС электрических разрядов, содержащих:

импульсную составляющую с пиковым током не менее 200 кА, крутизной переднего фронта 1011 А/с и переносимым зарядом не менее 4 К;

постоянную составляющую с током не менее 200 А и переносимым зарядом не менее 200 К.

1327. Металлические элементы конструкции ВС, по которым возможно протекание токов молнии, должны быть соединены в общую электрическую массу. Проводники, соединяющие эти элементы конструкции, должны иметь поперечное сечение не менее  $6 \text{ мм}^2$  при изготовлении их из меди, а при изготовлении из другого материала иметь эквивалентную проводимость. Сопротивление в местах соединений между элементами конструкции должно быть не более 600 мкОм для неподвижных и не более 2000 мкОм - для подвижных соединений. В самолетной документации должна быть представлена схема размещения этих проводников или таблица сопротивлений металлизации с указанием контрольных точек и величин максимальных допустимых сопротивлений между контрольными точками.

1328. Наружные неметаллические части (например, элементы конструкции из диэлектрических и композиционных материалов, остекление), повреждения которых могут приводить к аварийной или катастрофической ситуации в результате воздействия молнии на ВС, должны иметь защитные устройства.

1329. Топливная система и баки ВС должны быть выполнены таким образом, чтобы в результате воздействия молнии на ВС возможность пожара и взрыва в них исключалась, для чего:

- 1) баки не должны размещаться в зоне менее 500 миллиметров от конца крыла;
- 2) толщина наружных стенок, кессон баков, выполненных из алюминиевых сплавов, должна быть не менее 2 миллиметров; на внутренних сторонах стенок баков,

выполненных из других материалов, не должно быть горячих точек, способных воспламенить пары топлива;

3) не должно быть искр внутри баков.

1330. Отверстия дренажных систем и систем слива топлива должны быть расположены таким образом, и иметь такую конструкцию, чтобы в них не возникали коронные разряды, способные воспламенить смесь топлива.

1331. При прохождении тока молнии по корпусу ВС не должно быть отказов или ложных срабатываний функциональных систем и устройств, которые могут привести к аварийной или катастрофической ситуации.

1332. На ВС должны быть предусмотрены меры (электростатические разрядники, покрытия, перемычки), обеспечивающие стекание электростатического заряда при полетах в облаках слоистых форм и в осадках без нарушения нормальной работы радиоэлектронного оборудования.

1333. При приземлении общая масса ВС должна автоматически соединиться с взлетно-посадочной полосой, при этом сопротивление заземляющего устройства не должно превышать 107 Ом.

На воздушном судне должно быть предусмотрено устройство с сопротивлением не более 0,5 Ом для подсоединения к наземному контуру заземления при стоянке ВС.

#### **Параграф 9. Оборудование для освещения и внутрикабинной световой сигнализации в кабинах членов экипажа**

1334. Оборудование для освещения кабин членов экипажа должно обеспечивать:

- 1) освещение всех приборов, оборудования и органов управления ВС;
- 2) необходимое освещение рабочих мест членов экипажа;
- 3) возможность регулировки яркости освещения приборов.

1335. Световые сигналы должны четко различаться в дневных условиях и не вызывать слепящего действия ночью.

#### **Параграф 10. Оборудование для освещения пассажирских кабин и служебных помещений**

1336. Оборудование для освещения пассажирских кабин и служебных помещений должно обеспечивать:

- 1) необходимое освещение пассажирских кабин и служебных помещений;
- 2) освещение технических отсеков ВС для выполнения работ по обслуживанию ВС в ночных условиях.

1337. Освещение пассажирских кабин ВС должно обеспечивать комфорт пассажирам и условия, необходимые для обслуживания пассажиров в полете.

## **Параграф 11. Цветовые характеристики светотехнического оборудования**

1338. Зеленый, красный, желтый и белый цвета должны соответствовать координатам цветности, рекомендованным по освещению. На цветовом графике огибающей и прямыми, соединяющими попарно точки 1, 2, 3, 4, выделены области, соответствующие указанным цветам.

Белый  $0,30 < X < 0,50$ ;  $Y_0 - 0,01 < Y < Y + 0,01$ .

$Y_0$  - координата по оси  $Y$  излучателя Планка, для которого  $X = X_0$

## **Параграф 12. Требования к визуальным средствам сигнализации**

1339. Для световой сигнализации должно быть предусмотрено применение трех основных цветов: красного, желтого и зеленого:

красный цвет световой сигнализации должен использоваться только для аварийной сигнальной информации;

желтый цвет рекомендуется использовать для предупреждающей сигнальной информации;

зеленый для уведомляющей сигнальной информации.

Кроме того, для выдачи информации о пролете маркеров или режимах работы функциональных систем в дополнение к указанным допускается применение сигналов белого и синего цветов на пультах этих систем.

1340. Световая сигнальная информация должна быть легко различима и не должна оказывать слепящего действия на членов экипажа.

1341. Должен обеспечиваться централизованный перевод яркости светосигнальных средств из режима "день" в режим "ночь" и обратно, осуществляемый автоматически и (или) вручную.

При этом должны быть приняты меры к исключению возможности произвольного перевода яркости световых сигналов в режим "ночь".

Для аварийных световых сигналов регулировка яркости не рекомендуется.

Допускается регулировка яркости светосигнальной информации по зонам рабочего места члена экипажа.

1342. Аварийные световые сигналы, а также сигналы центрального сигнального огня и районирующих табло должны выдаваться в проблесковом режиме. Проблесковый режим работы световых сигналов должен осуществляться с частотой от 2 до 5 Гц.

1343. Сигнальные надписи следует выполнять цветными буквами на темном фоне.

1344. Если нормами летной годности требуется сигнализация отказов на лицевой части электромеханических приборов и индикаторов, то она должна обеспечиваться с

помощью выпадающих сигнальных флажков (планок) или шторок, перекрывающих в этом случае часть лицевой части индикатора.

### **Параграф 13. Требования к звуковым средствам сигнализации**

1345. Звуковые сигналы должны выдаваться в виде тональных звуковых сигналов или речевых сообщений в диапазоне звуковых частот 200-4000 Гц.

Рекомендуется, чтобы тональный звуковой сигнал состоял не менее чем из двух разнесенных частот указанного диапазона.

1346. Общее число тональных звуковых сигналов в кабине должно быть таким, чтобы была обеспечена возможность безошибочного восприятия характера происшедшего события или возникшего состояния.

1347. При одновременной выдаче двух тональных звуковых сигналов должна обеспечиваться возможность их восприятия как двух отдельных сигналов, для чего при выборе частот (сочетания частот) тональных звуковых сигналов внутри указанного диапазона должно быть предусмотрено их разнесение, а также соответствующее кодирование сигналов.

1348. Одновременная выдача речевого и тонального звуковых сигналов для сигнализации об одном событии или ситуации не допускается.

1349. Сообщения, выдаваемые аппаратурой речевого оповещения, должны передаваться женским голосом и повторяться не менее чем два раза. При этом должна быть обеспечена возможность отключения, а также возможность повторного прослушивания сообщения при наличии сигнала от датчика.

1350. При использовании аппаратуры речевого оповещения для выдачи сигнальных сообщений текст их не должен превышать 13 слов. При этом рекомендуется, чтобы информация начиналась сообщением о том, что произошло на борту, а затем следовала рекомендация по действиям экипажа.

### **Параграф 14. Требования к тактильным средствам сигнализации**

1351. Тактильный сигнализатор (в случае применения его на ВС) должен использоваться для предупреждения экипажа о выходе на эксплуатационные ограничения по режиму полета. При этом тактильный сигнализатор, устанавливаемый на штурвале или колонке, должен использоваться в качестве аварийного сигнала только для сигнализации о выходе на допустимый угол атаки ( $a_{\text{доп}}$ ) и (или) положительную максимальную эксплуатационную перегрузку  $n_{y \text{ max } \varepsilon}$ .

1352. Тактильные сигналы должны восприниматься обоими пилотами. Рекомендуется, чтобы тактильный сигнализатор обеспечивал сигнализацию требуемого направления движения штурвала управления.

1353. Тактильная сигнализация не должна вызывать болезненных ощущений.

## Глава 18. Навигационное оборудование

Сноска. Заголовок главы 18 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).

### Параграф 1. Пилотажно-навигационное оборудование

1354. Требования настоящей главы распространяются на пилотажно-навигационное оборудование, за исключением радиотехнического навигационно-посадочного оборудования.

1355. Количество образцов каждого типа оборудования, устанавливаемого на ВС, должно быть минимальным. При этом должно обеспечиваться совместно с радиотехническим навигационно-посадочным оборудованием резервирование (структурное и (или) функциональное), допускающее выполнение полета в ожидаемых условиях эксплуатации.

1356. Пилотажно-навигационное оборудование должно соответствовать требованиям пунктов 1249 - 1250 настоящих Норм.

1357. При визуальных полетах на ВС должно устанавливаться следующее оборудование:

1) у каждого пилота:

прибор или индикатор приборной скорости с индикацией максимальной эксплуатационной приборной скорости ( $V_{\max}$  э);

прибор или индикатор барометрической высоты;

прибор или индикатор углов крена и тангажа;

индикатор скольжения;

2) общее для двух пилотов:

автономный магнитный компас;

часы с секундомером, со стрелками или цифровым указателем, показывающие часы, минуты и секунды;

индикатор температуры наружного воздуха.

При наличии индикатора температуры наружного воздуха у бортиженера допускается устанавливать индикатор температуры наружного воздуха у одного из пилотов.

1358. На воздушных судах предназначенных для полетов по Правилам полетов по приборам, кроме выше перечисленного, должно устанавливаться следующее оборудование:

1) у каждого пилота:

прибор или индикатор магнитного и (или) истинного, и (или) приведенного (к магнитному или истинному меридиану) курсов,

стабилизированных гироскопическими или эквивалентными им вычислительными устройствами;

прибор вертикальной скорости (вариометр);

прибор угловой скорости разворота;

2) у первого пилота:

резервный механический барометрический высотомер;

3) общее для двух пилотов:

резервный авиагоризонт;

сигнализатор достижения допустимых в эксплуатации углов крена.

Допускается выполнение сигнализатора достижения допустимых в эксплуатации углов крена без указания знака крена.

1359. На ВС должно устанавливаться следующее оборудование:

1) у каждого пилота:

прибор или индикатор текущего числа  $M$  с индикацией максимального эксплуатационного числа  $M$  ( $M_{max}$  э) на воздушном судне, имеющем ограничения по числу  $M$ .

Допускается индцировать ограничения максимальной эксплуатационной приборной скорости и максимального эксплуатационного числа  $M$  посредством указателя (индекса) максимальной эксплуатационной приборной скорости;

2) общее для двух пилотов:

индикатор текущего угла атаки с индикацией допустимого угла атаки на воздушном судне, не имеющем естественных или искусственных признаков, предупреждающих о приближении к сваливанию;

прибор или индикатор нормальной перегрузки с индикацией максимальной эксплуатационной перегрузки на воздушном судне, имеющем ограничения по нормальной перегрузке;

индикатор координат места ВС на ВС, летающих в условиях полетов по приборам по трассам протяженностью более 300 км при отсутствии в составе экипажа лица, свободного от пилотирования и выполняющего задачи обеспечения навигации (штурманские функции);

сигнализатор максимальной эксплуатационной приборной скорости ( $V_{max}$  э);

3) прибор(ы) или индикатор(ы) с футовой шкалой высоты у пилотов в случае полета ВС по трассам с футовыми измерениями высот эшелонов.

1360. На ВС должны устанавливаться средства автоматического управления. В состав средств входят автопилот и при необходимости система траекторного управления и автомат тяги двигателей. Для легких ВС, имеющих максимальную крейсерскую высоту полета не более 4200 метров, требование данного пункта является рекомендательным.

Под средствами автоматического управления понимается как отдельно взятые автопилот, система траекторного управления и автомат тяги двигателей, так и их совокупность.

1361. Параметры, индицируемые приборами, могут индицироваться как на приборах (индикаторах) с отдельной индикацией, так и на приборах (индикаторах) с совмещенной индикацией. При этом должна сохраняться отдельная индикация:

барометрической высоты у первого пилота и приборной скорости у каждого пилота механические;

магнитного курса на автономном магнитном компасе, общем для двух пилотов.

Раздельная индикация приборной скорости, а также барометрической высоты на механических принципах работы не требуется для индикации этих параметров в приборе с совмещенной индикацией используется отдельный механический канал.

Под механическим прибором понимается как полностью механический прибор, так и электромеханический прибор, у которого сохраняется работоспособность механического канала измерения и индикации при любом отказе электромеханической части прибора.

1362. У одного из пилотов без дополнительных действий со стороны любого члена экипажа должна обеспечиваться индикация углов крена, тангажа и гироскопического (гиромагнитного) курса после возникновения в системах измерения этих параметров любого единичного отказа, в том числе отказа электропитания с немедленным оповещением пилота о его возникновении.

1363. Если указанное оборудование недостаточно для обеспечения требуемой точности пилотирования и самолетовождения, а также допустимой загрузки экипажа, то дополнительно должно быть установлено оборудование, обеспечивающее выполнение указанных требований в ожидаемых условиях эксплуатации.

1364. Указывающие приборы, отображающие углы крена, тангажа и курса, а также барометрическую высоту и приборную скорость, кроме механических приборов (приборы барометрической высоты, приборной скорости и магнитный компас типа КИ), должны иметь сигнализацию отказов тракта измерения параметра, в том числе и электропитания, по сигналам, поступающим в прибор.

Допускается отсутствие сигнализации отказа курса на радиомагнитных индикаторах.

1365. На ВС, вмещающем более 30 пассажиров и предназначенном для полетов в условиях полетов по приборам, должны быть установлены средства, обеспечивающие выдачу пилотам сигналов в следующих условиях сближения с землей:

при скорости снижения или скорости сближения с землей, находящейся под воздушным судном, превышающие установленные ограничения для данного режима;

при потере высоты или при изменении скорости снижения после взлета и при уходе на второй круг, превышающих установленные ограничения для указанных режимов;

при отклонении ниже глиссады, превышающем установленные ограничения на режиме захода на посадку по курсоглиссадным системам (СП, ILS);

при полете ВС ниже допустимой высоты в непосадочной конфигурации. Значения порогов срабатывания средств сигнализации опасной близости земли должны быть выбраны таким образом, чтобы для вывода ВС в безопасный рекомендуемый Руководством по летной эксплуатации режим полета не требовалось применения необычных методов пилотирования, а также превышения нормальной перегрузки  $n_y = 1,5$  или ограничений, устанавливаемых Руководством по летной эксплуатации, если они наступают при меньших значениях нормальной перегрузки.

1366. Средства измерения и стабилизации заданной барометрической высоты должны иметь точностные и надежность характеристики, обеспечивающие безопасное выполнение полета в действующей системе вертикального эшелонирования и соответствующие общим "Нормативным требованиям к техническим характеристикам средств вертикального эшелонирования".

Для выполнения указанных выше требований на борту ВС должны быть установлены:

не менее трех независимых трактов измерения барометрической высоты, из которых не менее двух должны быть обеспечены средствами автоматического контроля в полете;

средства контроля и сигнализации отклонения от заданной высоты эшелона;

средства передачи сигнала барометрической высоты в систему управления воздушным движением;

средства, обеспечивающие автоматическую (если она требуется) и ручную стабилизацию заданной высоты.

Для ВС с максимальной крейсерской высотой полета не более 4200 метров, а также ВС, предназначенных для полетов по Правилам визуальных полетов, допускается создание двух независимых трактов измерения высоты, отсутствие автоматического контроля и сигнализации отклонения от заданной высоты эшелона, а также отсутствие автоматической стабилизации заданной высоты полета.

Независимыми считаются тракты измерения высоты, использующие различные системы статического давления; наличие общего для двух систем статического давления пневмокрana не считается нарушением независимости.

## **Параграф 2. Размещение приборов и сигнализаторов, установленных на рабочих местах членов экипажа**

1367. Угол наклона приборных досок членов экипажа должен обеспечивать достаточное удобство пользования приборами и сигнализаторами, установленными на них.



1368. Вибрация приборной доски не должна затруднять считывание показаний приборов на всех этапах полета.

1369. Места для установки приборов и сигнализаторов на рабочих местах членов экипажа должны быть выбраны с учетом степени важности выдаваемой ими информации.

При этом могут использоваться:

группировка по степени относительной важности (значимости) для безопасности полета (например, размещение основных пилотажно-навигационных приборов в верхней и средней зонах приборной доски пилота);

группировка по функциональному назначению, по принадлежности к одной функциональной системе (например, размещение рядом приборов, контролирующих работу силовой установки);

группировка по времени использования, использования в полете или на земле, на отдельных этапах полета, в определенной временной последовательности.

1370. Приборы и сигнализаторы, установленные на приборных досках членов экипажа, должны быть хорошо видимы ими со своих рабочих мест в условиях дневного и ночного полетов. При этом допускается незначительное эпизодическое изменение членом экипажа своей основной рабочей позы. Показания приборов должны восприниматься членами экипажа без искажений с достаточной степенью точности.

Информация визуальных средств сигнализации должна восприниматься соответствующим членом экипажа без искажений и исключать ошибочные представления о состоянии данной функциональной системы или контролируемого параметра. Должны быть обеспечены нормальная видимость и удобство контроля показаний приборов силовой установки с рабочих мест членов экипажа, которым Руководство по технической эксплуатации предписан контроль ее работы.

1371. Размещение пилотажно-навигационных приборов на рабочих местах пилотов должно соответствовать требованиям, указанным ниже.

1372. Наиболее важные пилотажно-навигационные приборы, составляющие группу основных пилотажно-навигационных приборов, должны занимать на приборной доске каждого пилота верхнюю и среднюю части ее центрального участка против пилота, не затеняемую штурвалом и постоянно находящуюся в поле его зрения.

Основные пилотажно-навигационные приборы внутри группы должны располагаться следующим образом:

1) центральное место в верхней части приборной доски должен занимать основной пилотажный прибор, указывающий положение ВС в пространстве (углы крена и тангажа);

2) под основным пилотажным прибором на одной вертикальной оси с ним должен размещаться основной навигационный прибор, указывающий направление полета.

Допускается одновременное смещение основных пилотажного и навигационного приборов от вертикальной плоскости симметрии кресла пилота на одинаковую величину, не превышающую 30 мм;

3) слева от основного пилотажного прибора на одном уровне с ним должен находиться прибор, показывающий воздушную (приборную) скорость полета;

4) справа от основного пилотажного прибора на одном уровне с ним должен быть помещен прибор, указывающий вертикальную скорость подъема или спуска ВС;

5) под указателем вертикальной скорости должен помещаться основной прибор, показывающий барометрическую высоту полета.

Группа основных пилотажно-навигационных приборов должна быть идентично размещена на приборных досках первого и второго пилотов и выделена контурной линией белого цвета среди остальных приборов, установленных на приборных досках пилотов.

Установка приборов, не входящих в группу основных пилотажно-навигационных приборов, производится с учетом их роли в управлении ВС и степени важности контролируемых ими параметров с точки зрения безопасности полета, а также их связи с группой основных пилотажно-навигационных приборов:

приборы, индицирующие высотные параметры, устанавливаются вблизи основного высотомера;

приборы, индицирующие навигационные параметры, устанавливаются вблизи основного навигационного прибора, при этом приоритет имеют индикаторы, выдающие курсовые параметры;

приборы, индицирующие скоростные параметры, устанавливаются вблизи основного прибора скорости;

резервные приборы устанавливаются на приборной доске с минимальным удалением от соответствующего основного пилотажно-навигационного прибора. Резервный авиагоризонт должен размещаться в правой верхней части приборной доски первого пилота (командира), вблизи основного прибора, указывающего пространственное положение ВС, либо в левой верхней части средней приборной доски пилотов и должен быть виден второму пилоту.

Основные приборы контроля силовой установки должны размещаться на средней приборной доске пилотов компактной группой. При этом взаимное размещение их в группе должно соответствовать расположению двигателей на ВС:

приборы, контролирующие одинаковые параметры работы разных двигателей, должны размещаться в одном горизонтальном ряду в порядке расположения двигателей на ВС - слева направо;

приборы, контролирующие разные параметры работы одного двигателя, должны размещаться в одном вертикальном ряду, в порядке значимости контролируемых параметров - сверху вниз.

При использовании комбинированных приборов они должны размещаться таким образом, чтобы исключались возможные ошибки определения, к какому двигателю относится данный индикатор или параметр.

1373. Основные приборы контроля работы двигателей, используемые пилотами для контроля выхода двигателей на заданные режимы, должны быть расположены на средней приборной доске пилотов и видимы при условии эпизодического изменения основной рабочей позы.

Остальные приборы контроля работы двигателей могут быть (при установке на приборной доске соответствующей сигнализации) размещены вне приборной доски пилотов в случае, когда в состав экипажа входит бортинженер.

1374. На ВС с отдельным рабочим местом бортинженера на его приборной доске должны быть установлены все необходимые приборы и индикаторы контроля силовой установки, а также приборы, индикаторы и сигнализаторы контроля других самолетных систем в соответствии с функциональными обязанностями бортинженера.

1375. Компоновка светосигнальных средств на рабочих местах членов экипажа должна быть выполнена с учетом степени важности выдаваемой ими информации ( пункт 1206 настоящих Норм).

1376. Каждая группа или блок светосигнальных табло должны быть сформированы по одному из следующих принципов:

- принадлежности к одному функциональному комплексу (например, двигателю);
- одновременного использования (например, при заходе на посадку);
- резерва времени (аварийные, предупреждающие).

1377. Аварийные светосигнальные устройства должны быть размещены так, чтобы они были видны из основного рабочего положения члена экипажа. Предупреждающие светосигнальные устройства, а также центральные сигнальные огни (далее - ЦСО) должны быть размещены в зоне удобного обзора с рабочих мест соответствующих членов экипажа, при этом допускается изменение положения головы.

1378. Центральные сигнальные огни и аварийные светосигнальные устройства должны быть размещены идентично на приборных досках первого и второго пилотов. Допускается центральные сигнальные огни размещать в верхней части средней приборной доски.

### **Параграф 3. Средства определения курса**

1379. Средства определения курса в условиях полета по приборам должны включать в свой состав как минимум два датчика гироскопического ( стабилизированного) курса, один датчик магнитного курса, автономный магнитный компас (типа КИ), а также индикаторы магнитного и (или) истинного, и (или) приведенного (к магнитному или истинному меридиану) курсов у каждого пилота. Индикация курса первому и второму пилотам должна осуществляться от различных

датчиков гироскопического (стабилизированного) курса, получающих питание от различных независимых подсистем (каналов) электроснабжения.

На воздушных судах, летающих только по местным воздушным линиям, допускается устанавливать один датчик гироскопического (стабилизированного) курса при условии, что в случае его отказа обеспечивается продолжение и завершение полета в ситуации не хуже, чем усложнение условий полета.

Допускается определение магнитного курса другими способами, например, вычислением.

1380. Средства определения курса должны устанавливаться таким образом, чтобы обеспечивалось выполнение ими заданных функций с необходимыми точностными характеристиками, определяемыми ожидаемыми условиями эксплуатации ВС. В местах установки датчиков магнитного курса величина первоначальной девиации не должна превышать  $+ 2^0$  при значении горизонтальной составляющей магнитного поля Земли, равной 0,16-0,18 эрстед. Величина остаточной девиации не должна превышать  $+ 1^0$  на любом курсе при значении горизонтальной составляющей магнитного поля Земли в пределах от 0,27 до 0,06 эрстед. В процессе эксплуатации допускается увеличение остаточной девиации до  $+ 2^0$ . В эксплуатационно-технической документации на ВС должны быть приведены способы поддержания девиации в установленных выше пределах во время эксплуатации ВС.

1381. Включение электрооборудования и (или) приемников электроэнергии, изменение режима работы двигателей, исключая участки неустановившегося по скорости полета, изменение углов крена и тангажа, а также перемещение подвижных частей и органов управления на ВС в ожидаемых условиях эксплуатации не должны приводить к увеличению 355 погрешности гиромагнитного курса более максимально допустимой величины остаточной девиации  $+ 2^0$ .

1382. Автономный магнитный компас (типа КИ) должен устанавливаться таким образом, чтобы его остаточная девиация не превышала  $+ 10^0$  при работе оборудования в объеме и положении, оговариваемого для случая использования этого компаса. В случае превышения указанных значений использование компаса допускается только при наличии на ВС таблицы величин девиации, помещаемой в поле зрения обоих пилотов.

1383. В случае необходимости применения астрономических курсовых средств, используемых для коррекции курса, определяемого гироскопическими устройствами, датчик астрокурса должен устанавливаться на воздушном судне в месте, где отсутствует затенение его визирной части любыми элементами конструкции ВС, кроме киля. Место установки датчика должно обеспечивать наименьшее искажение при визировании светил.

#### **Параграф 4. Средства определения крена и тангажа (система авиагоризонтов)**

1384. Средства определения крена и тангажа включают совокупность датчиков вертикали, индикаторов и систему контроля, обеспечивающих определение и индикацию пространственного положения ВС и контроль достоверности информации.

1385. Средства определения крена и тангажа должны включать как минимум два основных авиагоризонта и резервный авиагоризонт. В качестве индикаторов основных авиагоризонтов могут быть использованы командно-пилотажные индикаторы. Индикация углов крена и тангажа первому и второму пилотам должна осуществляться от различных датчиков вертикали. Основные авиагоризонты должны получать питание от электрически независимых подсистем (каналов) электроснабжения.

Любой единичный отказ в системе авиагоризонтов, в том числе единичный отказ в системе электроснабжения, не должен приводить к отказу более чем одного авиагоризонта.

В качестве индикаторов основных авиагоризонтов могут применяться автономные или дистанционные авиагоризонты. В качестве датчиков могут применяться гировертикали, курсовертикали, инерциальные курсовертикали, инерциальные системы

1386. Авиагоризонты, в том числе датчики дистанционных авиагоризонтов, должны устанавливаться на ВС таким образом, чтобы обеспечивалось выполнение ими заданных функций с необходимыми точностными характеристиками, определяемыми ожидаемыми условиями эксплуатации данного ВС.

1387. Индикация углов крена и тангажа на резервном авиагоризонте должна быть идентична с индикацией основных авиагоризонтов в такой степени, чтобы обеспечивалось сравнение показаний авиагоризонтов.

1388. В случае необходимости использования в средствах определения крена и тангажа выключателей коррекции каждый из авиагоризонтов должен подключаться к отдельному выключателю коррекции, запитываемому от тех же подсистем (каналов) электроснабжения, что и работающий с ним в паре авиагоризонт.

Если выключатель коррекции помимо авиагоризонта используется для выключения коррекции других гиросприборов, необходимо обеспечить электрическую развязку цепей выключения коррекции авиагоризонта и других гиросприборов.

1389. Прекращение индикации пространственного положения ВС на индикаторах основных авиагоризонтов без сигнализации или полная потеря индикации пространственного положения ВС должны рассматриваться как катастрофическая ситуация, при этом должно выполняться требование применительно к катастрофическим ситуациям.

Прекращение индикации пространственного положения ВС на индикаторах основных авиагоризонтов на один час полета должно быть событием не более частым, чем маловероятное.

1390. Резервный авиагоризонт должен быть подключен к системе электроснабжения таким образом, чтобы его электропитание было обеспечено без дополнительных действий со стороны экипажа и коммутаций цепей электропитания при отказе всех генераторов, приводимых во вращение маршевыми двигателями. В качестве резервного авиагоризонта на ВС должен устанавливаться авиагоризонт, сохраняющий работоспособность и функционирующий после пребывания в условиях изменения крена и тангажа в диапазоне  $+ 360^{\circ}$ .

1391. Для ВС, предназначенных для полетов по приборам, контроль авиагоризонтов должен осуществляться либо устройствами автоматического внешнего контроля индикаторов и датчиков, либо совокупностью средств внешнего и внутреннего контроля таким образом, чтобы обеспечивалось выполнение требований.

1392. С индикаторов основных авиагоризонтов и резервного авиагоризонта для ВС, летающих по Правилам полетов по приборам, рекомендуется обеспечить съем сигналов для записи на бортовом устройстве регистрации параметров в соответствии с требованиями главы 18 Настоящих Норм.

Допускается использование общих датчиков для целей регистрации и контроля параметров при условии исключения влияния устройств регистрации на датчики, в том числе при отказах этих устройств.

1393. Сигнализация достижения допустимых в эксплуатации углов крена должна быть предупреждающей и должна позволять пилотам, используя информацию о пространственном положении ВС, не допускать выхода ВС за предельные ограничения по крену.

#### **Параграф 5. Средства определения воздушных параметров**

1394. Для обеспечения нормальной работы средств определения воздушных параметров на ВС должно устанавливаться не менее трех независимых друг от друга систем восприятия как полного, так и статического давлений, состоящих из приемников трубопроводов и отстойников.

1395. В случае установки приемников давления на обшивке фюзеляжа в каждой из систем восприятия статического давления их должно быть по два, расположенных на противоположных бортах и соединенных между собой трубопроводами так, чтобы образовывалась закольцованная система.

1396. Одна из систем восприятия как полного, так и статического давлений должна быть предназначена только для присоединения изделий, используемых первым пилотом.

1397. Первому пилоту с его рабочего места должна быть обеспечена возможность переключения его приборов, указывающих барометрическую высоту, приборную скорость и вертикальную скорость на одну из других систем восприятия статического и полного давлений, кроме системы второго пилота.

1398. Приемники систем восприятия давлений (выносные и на борту фюзеляжа) должны размещаться в местах, где ошибки измеряемых давлений приводят к погрешностям (за исключением инструментальных ошибок приборов и индикаторов) в измерении:

скорости не более 10 км/час или 3 % от текущей приборной скорости (в зависимости оттого, что больше) в диапазоне от минимально разрешенной скорости до максимально допустимой скорости для соответствующей конфигурации ВС. При этом минимально разрешенными скоростями должны быть:

- 1) для взлетной конфигурации -  $V_2$ ;
- 2) для полетной конфигурации -  $1,3 V_{cl}$ ;
- 3) для посадочной конфигурации - рекомендованная скорость ухода на второй круг; высоты для соответствующей конфигурации не более  $\pm 10$  метров на каждые 200 км/час увеличения скорости в диапазоне скоростей от  $1,3$  скорости сваливания (шасси и закрылки выпущены) до  $1,8$  скорости сваливания (шасси и закрылки убраны). Если указанный диапазон скоростей менее 200 км/ч, то в его пределах погрешность не должна превышать  $\pm 10$  метров. Характер изменения погрешностей приемников воздушных давлений в переходных режимах полета не должен затруднять ручное и автоматическое управление.

Требования настоящего пункта относятся к основным системам статического и полного давлений, предназначенным для подключения основных приборов воздушных параметров первого и второго пилотов.

В случае использования измерителей с инструментальной компенсацией аэродинамических погрешностей, указанные требования относятся к остаточным погрешностям после инструментального учета поправок.

1399. Приемники должны устанавливаться друг от друга на расстоянии, исключающем их одновременное механическое повреждение в полете (например, от столкновения с птицей).

Конструкция приемников и их размещение на ВС должны обеспечивать нормальную работу систем восприятия давлений в условиях возможного обледенения.

1400. Экипажу должна быть обеспечена сигнализация об отказе электрических средств обогрева приемников. Невключение обогрева должно сигнализироваться как отказ.

1401. Система восприятия воздушных давлений с подключенными потребителями, кроме мест выхода в атмосферу, должна удовлетворять требованиям по герметичности.

1402. Трубопроводы должны быть снабжены устройствами, защищающими от скопления влаги (отстойниками), устанавливаемыми в местах, доступных для осмотра и слива конденсата. Внутренний диаметр трубопроводов систем статического и полного давлений должны быть не менее 6 и 4 миллиметров соответственно. Коэффициент запаздывания на уровне земли каждой статической системы при подключении всех потребителей должен быть не более 0,4 секунды при питании датчиков систем автоматического управления (САУ) и не более 1,0 секунды - при питании пилотажно-навигационных приборов.

1403. Системы восприятия воздушных давлений должны быть протарированы. Результаты тарировки должны быть приведены в Руководстве по летной эксплуатации и учтены при назначении эксплуатационных и предельных значений скоростных параметров ВС.

Для высотомеров, подключенных к системам статического давления, имеющим погрешность восприятия более 25 метров и некомпенсированную инструментально, должны быть установлены таблицы (графики) поправок в поле зрения каждого пилота.

1404. В случае применения на ВС в качестве основных приборов электромеханических или электронных индикаторов высоты и приборной скорости должны сохраняться на приборных досках обоих пилотов механические указатели приборной скорости, а на приборной доске первого пилота - механический барометрический высотомер. Основные приборы измерения и индикации барометрической высоты и приборной скорости у первого пилота должны иметь независимые источники указанной информации и электропитания от приборов второго пилота.

1405. Трубопроводы полного и статического давлений и все изделия, подключаемые к ним, как основные, так и дополнительные, должны иметь маркировку штуцеров подвода давлений: полного - "Д" и статического - "С".

1406. В случае установки футомера его контроль должен осуществляться в соответствии с аналогичными требованиями к высотомерам и в рамках той же системы контроля.

## **Параграф 6. Средства определения координат ВС**

1407. Системы, предназначенные для определения координат места ВС, должны обеспечивать точность и надежность, достаточную для выполнения полета в пределах допустимых отклонений от оси трассы (коридора) на различных этапах полета, задаваемых действующими требованиями.

1408. Определение текущих координат места ВС должно производиться по данным как путевой, так и воздушной скорости и курса и (или) по другим данным, обеспечивающим потребную точность и надежность.



1409. На протяжении всего полета должна осуществляться индикация координат текущего места ВС и выдача необходимой (согласованной) информации в систему автоматического управления и (или) в систему командно-пилотажных и навигационно-плановых индикаторов.

1410. Должна обеспечиваться возможность коррекции численных координат по данным радиотехнических систем навигации.

## **Параграф 7. Средства автоматического управления**

1411. Требования, изложенные в пункте 1360 настоящих Норм, распространяются как на отдельно взятые средства автоматического управления (автопилот, система траекторного управления и автомат тяги двигателей), так и на их совокупность.

Во всех случаях, когда в пункте 1360 настоящих Норм применена аббревиатура "САУ", это значит, что данное требование относится не только к совокупности средств, объединенных в систему САУ, но также в равной мере к любому отдельно взятому средству, указанному в пункте 1360 настоящих Норм.

1412. Функции, выполняемые средствами автоматического управления, определяются для каждого типа ВС в зависимости от назначения и особенностей его использования. При этом средства автоматического управления, установленные на ВС выполняют следующие функции:

- стабилизация и управление углами крена и тангажа;
- стабилизация курса;
- стабилизация барометрической высоты полета.

1413. Операции управления средствами автоматического управления должны быть простыми, а их осуществление должно быть доступным как первому, так и второму пилотам, а также другим членам экипажа, выполняющим необходимые действия в соответствии с Руководством по летной эксплуатации.

1414. Включение средств автоматического управления, переключение режимов и отключение должно сопровождаться соответствующей сигнализацией, формируемой по информации о срабатывании исполнительных устройств, включающих заданный режим. Эта сигнализация должна быть легко различимой с рабочих мест обоих пилотов

В случае, если возможно произвольное переключение режимов средств автоматического управления или ее отключение (например, случайным перемещением штурвала), а также при изменениях режимов средств автоматического управления, осуществляемых автоматически, сигнализация должна быть достаточно эффективной для предотвращения несвоевременного обнаружения пилотами включения режима или отключения средств автоматического управления.

1415. Направление перемещения органов управления средств автоматического управления должно соответствовать требованиям. Направление перемещений должно быть четко обозначено на органах управления или рядом с ними.

1416. Включение и выключение средств автоматического управления, а также переключение режимов ее работы не должны приводить к приращению нормальной перегрузки, превышающему по абсолютной величине 0,15 (без учета приращения нормальной перегрузки от управляющих воздействий).

1417. Сигналы исправности взаимодействующего со средствами автоматического управления оборудования должны использоваться для предотвращения работы средств автоматического управления с неисправным оборудованием. С этой целью:

1) при снятии сигналов исправности должно быть обеспечено выполнение любого из следующих условий:

автоматическое переключение средств автоматического управления на работу с исправным оборудованием с сохранением текущего режима работы средств автоматического управления;

автоматическое переключение средств автоматического управления на другой исправный режим средств автоматического управления;

автоматическое отключение средств автоматического управления;

2) при отсутствии сигналов исправности должна быть обеспечена блокировка включения неисправного режима работы средств автоматического управления.

Допускается формирование сигналов исправности взаимодействующего оборудования производить устройством контроля, входящим в состав средств автоматического управления.

1418. Должна быть обеспечена взаимная защита от нарушения работоспособности средств автоматического управления и сопрягаемого с ней оборудования при возможном возникновении отказов в средствах автоматического управления или в сопрягаемом оборудовании.

1419. Должны быть приняты меры, исключающие неправильное соединение блоков (элементов) средств автоматического управления, а также неправильное подсоединение к средствам автоматического управления взаимодействующих систем, устройств или датчиков при выполнении технического обслуживания средств автоматического управления.

Средства автоматического управления должны быть сконструированы и отрегулированы таким образом, чтобы в ожидаемых условиях эксплуатации при возникновении любых отказов в средствах автоматического управления (исключая практически невероятные) и действиях экипажа в соответствии с Руководством по летной эксплуатации выполнялись требования.

При возникновении отказов средств автоматического управления максимальные кратковременные усилия пересиливания не должны превышать величин указанных в пункте 84 настоящих Норм.

1420. Конструкция средств автоматического управления должна обеспечивать ее быстрое и надежное отключение. После отключения средств автоматического управления не должна оказывать влияния на систему управления ВС и двигателями.

Любая часть средства автоматического управления, которая остается соединенной с системой управления при отключенном средстве автоматического управления, должна рассматриваться как часть системы управления и удовлетворять соответствующим требованиям.

1421. Органы быстрого отключения автопилота должны размещаться на штурвалах первого и второго пилотов на стороне, противоположной рычагам управления двигателями. Органы быстрого отключения автомата тяги двигателей должны размещаться на рычагах управления двигателями и обеспечивать возможность отключения автомата тяги двигателей рукой, положенной на рычаги управления для их перемещения вручную.

1422. При автоматическом управлении полетом ВС с исправными средствами автоматического управления пилотам должна быть обеспечена возможность взятия управления на себя (вмешательства в управление ВС) путем воздействия на основные рычаги управления без каких-либо дополнительных действий по отключению средств автоматического управления. При этом прикладываемые к рычагам управления усилия не должны превышать:

50 кгс - в продольном управлении;

30 кгс - в поперечном управлении;

90 кгс - в путевом управлении.

Суммарное усилие, прикладываемое к рычагам управления двигателями, должно получить положительную оценку экипажа. В Руководстве по летной эксплуатации ВС должны содержаться указания экипажу для случая указанного вмешательства.

1423. В средствах автоматического управления должно обеспечиваться отдельное поканальное выключение, позволяющее осуществлять одновременное автоматическое управление ВС в продольном (боковом) канале и ручное управление в боковом (продольном) канале.

1424. Характеристики средств автоматического управления должны быть согласованы с прочностными характеристиками конструкции ВС, на котором она устанавливается таким образом, чтобы на всех режимах полета, на которых допускается использование средств автоматического управления, как при исправной работе, так и при ее отказах (включая отказы сопрягаемого оборудования), она не

вызывала бы опасных напряжений в какой-либо части конструкции ВС от усилий, развиваемых сервоприводами, и от эволюции ВС, вызванных воздействием средств автоматического управления.

1425. На ВС, балансировка которого в течение полета с включенными средствами автоматического управления может измениться в пределах, вызывающих затруднение для пилота при взятии управления на себя, должно быть осуществлено автоматическое триммирование усилий на рычагах управления с индикацией пилотам и (или) обеспечена только индикация усилий, дающая пилоту возможность сбалансировать ВС по усилиям так, чтобы в обоих случаях при отключении автопилота приращение нормальной перегрузки не превышало по абсолютной величине 0,15.

1426. Должно быть обеспечено отдельное ручное отключение автомата тяги двигателей от органов управления каждым двигателем.

1427. Перемещение рычагов управления двигателями при работе автомата тяги двигателей и их динамика должны соответствовать рекомендациям изготовителя двигателей.

1428. Прибор или датчик для измерения нормальной перегрузки должен устанавливаться на ВС таким образом, чтобы обеспечивались измерение и индикация нормальной перегрузки с требуемой для данного ВС точностью.

## **Параграф 8. Аэронавигационное оборудование**

1429. Аэронавигационное светотехническое оборудование должно обеспечивать выдачу информации о местоположении и направлении движения ВС в воздухе и на земле, позволяющей легко и безошибочно распознать ее на расстоянии, обеспечивающем время, достаточное для выполнения действий, исключающих столкновение ВС ночью при нормальных условиях видимости.

1430. Аэронавигационное оборудование должно состоять из аэронавигационных огней и светового маяка.

1431. При построении кривых светораспределения бортовых аэронавигационных огней приняты следующие определения:

1) горизонтальная плоскость ВС - плоскость, проходящая через продольную ось и перпендикулярная к плоскости его симметрии;

2) вертикальные плоскости ВС - плоскости, перпендикулярные к горизонтальной;

3) угол "Л" образуется двумя пересекающимися вертикальными плоскостями, одна из которых, параллельна продольной оси ВС, а другая находится под углом  $110^0$  влево от первой, если смотреть вперед вдоль продольной оси;

4) угол "П" образуется двумя пересекающимися вертикальными плоскостями, одна из которых параллельна продольной оси ВС, а другая находится под углом  $110^0$  вправо от первой, если смотреть вдоль продольной оси;

5) угол "X" образуется двумя пересекающимися вертикальными плоскостями, составляющими соответственно угол  $70^0$  вправо и  $70^0$  влево, если смотреть назад вдоль продольной оси, с вертикальной плоскостью, проходящей через продольную ось.

1432. Аэронавигационные огни должны передавать информацию об относительном курсе ВС:

- 1) левый красный бортовой огонь в пределах угла "Л";
- 2) правый зеленый бортовой огонь в пределах угла "П";
- 3) задний белый огонь в пределах угла "X".

1433. Световые сигналы аэронавигационных огней могут быть непрерывными или проблесковыми.

1434. При проблесковой работе огней должен применяться один из двух возможных режимов:

1) циклический режим включения огней. Левый, правый и задний навигационные огни должны включаться от одного устройства поочередно следующим образом: красный - зеленый - белый - красный;

2) режим одновременного (синхронного) включения огней, указанных в пункте 1432 настоящих Норм. При этом разрешается включать один или оба из следующих дополнительных огней:

красный проблесковый задний огонь, который чередуется с проблесковым задним белым огнем;

белый проблесковый огонь, видимый со всех направлений, который чередуется с включением огней, указанных в пункте 1432 настоящих Норм.

1435. При циклическом режиме включения огней частота проблесков каждого огня должна составлять  $30 + 3$  вспышек в минуту.

1436 Минимальные значения силы света аэронавигационных огней в горизонтальной плоскости.

1437 Относительные значения силы света аэронавигационных огней в вертикальной плоскости. Относительные значения силы света в любой вертикальной плоскости для любого направления не должны быть меньше.

Ja - фактически существующая сила света аэронавигационных огней для соответствующих углов в горизонтальной плоскости.

1438 При перекрытии смежных световых сигналов аэронавигационных огней в смежных зонах в перекрывающихся пучках максимально допустимая сила света (кд) должна соответствовать величинам.

Зона "А" включает все направления в двугранном угле, грани которого проходят через источник света и пересекают граничную плоскость огней под углом, большим  $10^0$  и меньшим  $20^0$ . Зона "В" включает все направления в двугранном угле, грани которого проходят через источник света и пересекают граничную плоскость огней под

углом, большим  $20^\circ$ . Угловой диапазон  $0 - 10^0$ , представляет переходную область между максимальным значением силы света и зоной "А".

Ja - фактически существующая сила света аэронавигационных огней для соответствующих углов в горизонтальной плоскости.

1439. Световой маяк предназначен для обозначения местоположения ВС в воздухе на больших расстояниях.

На ВС должно быть установлено не менее двух светильников светового маяка (по одному для верхней и нижней полусфер).

1440. Относительные значения эффективной силы света светильника светового маяка для любой вертикальной плоскости должны быть не менее.

J - эффективная сила света.

1441. Угол действия светильника светового маяка в горизонтальной плоскости должен быть не менее  $360^0$ .

1442. В случае экранирования светильника маяка элементами конструкции ВС допускаются "мертвые зоны" в пределах указанной области действия маяка. Суммарная величина угла "мертвой зоны" для каждого светильника не должна превышать  $0,03$  стерadians в пределах телесного угла, равного  $0,15$  стерadians, центрированного относительно продольной оси ВС и обращенного назад.

1443. Абсолютное значение эффективной силы света каждого светильника светового маяка должно быть не менее:

400 кд - для маяка с белой цветностью излучения;

400 кд - для маяка с красной цветностью излучения.

1444. Частота вспышек каждого светильника маяка должна быть 40 - 90 в минуту. В зонах перекрытия суммарная частота вспышек не должна превышать 180 в минуту.

1445. Огни светового маяка должны иметь принятый в авиации белый или красный цвет и удовлетворять соответствующим требованиям.

1446. Значения силы света, приведенные в пунктах 1436-1438, 1440-1442 настоящих Норм, должны обеспечиваться аппаратурой со всеми установленными на месте светофильтрами и колпачками при напряжении, численно равном номинальному эксплуатационному напряжению электрической сети ВС.

## **Параграф 9. Посадочно-рулежное оборудование**

1447. Посадочно-рулежное оборудование должно состоять из посадочных и рулежных (или посадочно-рулежных) фар и обеспечивать:

1) необходимое освещение взлетно-посадочной полосы и подходов к ней при выполнении посадки и разбега ВС до отрыва передней ноги;

2) необходимое освещение взлетно-посадочной полосы и рулежных дорожек при движении ВС по аэродрому.

1448. Количество посадочных (посадочно-рулежных) фар должно быть не менее двух. Количество рулежных фар не регламентируется.

## **Глава 19. Радионавигационное оборудование**

**Сноска. Заголовок главы 19 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).**

### **Параграф 1. Радиотехническое оборудование навигации, посадки и управления воздушным движением**

1449. Требования настоящей главы распространяются на следующее бортовое радиотехническое оборудование:

- радиовысотомеры малых высот;
- системы посадки;
- радиокомпасы;
- радиолокационные ответчики управления воздушным движением;
- системы ближней навигации;
- угломерные системы;
- радиодальномеры;
- доплеровские измерители путевой скорости и угла сноса;
- метеонавигационные радиолокаторы;
- системы дальней навигации;

антенно-фидерные устройства радиотехнического оборудования, навигации, посадки и управления воздушным движением.

1450. Радиотехническое оборудование навигации, посадки и управления воздушным движением должно соответствовать требованиям настоящих Норм.

Требования не распространяются на элементы антенно-фидерные устройства радиотехнического оборудования навигации, посадки и управления воздушным движением, являющиеся частью конструкции планера и сертифицируемые совместно с ВС.

1451. Должна быть обеспечена работа от аварийных источников электропитания, как минимум одного из комплектов (если их несколько) следующих видов радиотехнического оборудования:

аппаратуры курсоглиссадной системы посадки (СП, ILS) или только маркерного приемника, если аппаратура курсоглиссадной системы посадки не установлена на данном типе ВС;

радиокомпаса.

## Параграф 2. Состав радиотехнического оборудования навигации, посадки и управления воздушным движением

1452. Для обеспечения самолетовождения с требуемой точностью на ВС должно быть установлено радиотехническое оборудование навигации, посадки и управления воздушным движением, включающее:

- радиовысотомер малых высот;
- радиотехническое оборудование посадки;
- радиокомпас;
- радиолокационный ответчик управления воздушным движением;
- метеонавигационный радиолокатор.

Метеонавигационный радиолокатор может не устанавливаться на ВС, если они предназначены для полетов по приборам на трассах и маршрутах, на которых отсутствуют прогнозируемые гидрометеообразования.

Допускается, чтобы радиотехническое оборудование посадки состояло только из маркерного приемника, если ожидаемыми условиями эксплуатации не предусматривается заход на посадку по курсоглиссадным маякам.

1453. Если указанного оборудования по составу и характеристикам недостаточно для выполнения требований в части обеспечения необходимой точности навигации и посадки и (или) допустимой загрузки экипажа, то должно быть установлено дополнительно оборудование, обеспечивающее выполнение требований. Этим оборудованием могут быть:

- радиотехническое оборудование ближней навигации;
- доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса;
- радиотехническое оборудование дальней навигации;
- радиотехническое оборудование угломерной системы ( *VOR* );
- радиодальномер (*DME*);
- или другое радиотехническое оборудование навигации и посадки.

1454. Для обеспечения самолетовождения по воздушным трассам, не оборудованным радиотехническими системами ближней навигации и приводными радиостанциями, на ВС должно быть установлено радиотехническое оборудование дальней навигации.

1455. Для полетов по трассам, оборудованным радиомаяками *VOR*, *DME* , наземными вторичными радиолокаторами с режимом "*RBS*" и при отсутствии на этих трассах радиотехнических средств ближней навигации (*PCBH*) и вторичных радиолокаторов с режимом "УВД" на ВС должны быть установлены:

- радиотехническое оборудование дальномерной системы (*DME*);
- радиотехническое оборудование угломерной системы (*VOR*);
- радиолокационный ответчик УВД с режимом "*RBS*".



### **Параграф 3. Требования к радиотехническому оборудованию навигации, посадки и управления воздушным движением**

1456. Радиовысотомер малых высот должен обеспечивать:

измерение истинной высоты полета с необходимой точностью;

выдачу информации об истинной высоте и отказах визуально, а также возможность выдачи этой информации в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование;

выдачу экипажу сигналов предупреждения о снижении ВС до заранее установленной истинной высоты.

Радиовысотомер должен обеспечивать выполнение указанных выше функций при всех эксплуатационных значениях крена и тангажа, а также при всех возможных конфигурациях ВС.

1457. Радиотехническое оборудование посадки должно обеспечивать при работе с наземными курсоглиссадными системами посадки (СП и *IL S*):

определение положения ВС относительно линий курса и глиссады радиомаячных систем с точностями и до высот, соответствующими посадочному минимуму, установленному для данного ВС;

выдачу информации о положении ВС относительно линий курса и глиссады радиомаячных систем для визуальной индикации экипажу и электрических сигналов в другое бортовое оборудование, если эти сигналы используются;

выдачу информации о пролете маркерных радиомаяков (МРМ) в виде визуальной и звуковой сигнализации, а также возможность выдачи этой информации в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование.

На ВС, ожидаемыми условиями эксплуатации, которых не предусматривается заход на посадку по курсоглиссадным маякам (СП и *ILS*), определение и выдача информации о положении ВС относительно линий курса и глиссады не предусмотрено.

Работоспособность курсового канала радиотехнического оборудования посадки должна обеспечиваться во всех ожидаемых условиях эксплуатации на удалении от маяка не менее 45 км при относительной высоте полета над аэродромом 600 метров.

Работоспособность глиссадного канала радиотехнического оборудования посадки должна обеспечиваться во всех ожидаемых условиях эксплуатации на удалении от маяка не менее 18 км при относительной высоте полета над аэродромом 300 метров.

Качество сигналов отклонения от линии курса и глиссады должно быть таким, чтобы обеспечивалось приемлемое качество пилотирования во всех режимах захода на посадку, принятых для данного ВС.

Сигнализация световая и (или) звуковая при пролете маркерных маяков при заходе на посадку по линиям курса и глиссады должна обеспечиваться в зоне: над дальним

маркерным радиомаяком - 600 + 200 метров, над ближним (средним) маркерным радиомаяком - 300 + 100 метров, при угле наклона глиссады от  $2,5^{\circ}$  до  $3^{\circ}$ .

1458. Автоматический радиокompас должен обеспечивать совместно с другим оборудованием:

получение непрерывного отсчета курсового угла радиостанции;

осуществление полета на радиостанцию и от нее;

определение пеленга на радиостанцию и от нее;

выдачу сигналов опознавания наземных радиостанций.

На удалениях от радиостанции, где напряженность поля сигнала составляет 70 мкВ/м, погрешность по курсовому углу радиостанции должна быть не более  $+ 3^{\circ}$  на курсовом угле радиостанции ( $0^{\circ}$  и  $180^{\circ}$ ),  $+ 5^{\circ}$  - на остальных курсовых углах радиостанции.

При пролете над приводной радиостанцией зона неустойчивой работы автоматического радиокompаса не должна превышать высоты полета.

На ВС, где автоматический радиокompас является резервным средством навигации, допускается увеличение зоны неустойчивой работы автоматического радиокompаса до 1,5 высоты полета.

1459. Радиолокационные ответчики управления воздушным движением при работе с вторичными наземными радиолокаторами на трассах и в зонах аэродромов должен обеспечивать излучение по запросу наземных радиолокаторов кодированного сигнала, содержащего координатный код и информационный код, включающий, как минимум, следующую информацию: номер ВС, высоту полета, сигнал бедствия. Потребные режимы работы ответчика ("УВД" и "RBS") определяются в зависимости от ожидаемых условий эксплуатации ВС.

Дальность действия радиолокационного ответчика управления воздушным движением должна быть не менее:

при работе с вторичными радиолокаторами, регламентируемая зона действия которых обеспечивает эту дальность.

1460. Радиотехническое оборудование ближней навигации (угломернодальномерное) дециметрового диапазона должно обеспечивать в зоне действия радиомаяков:

определение азимута и дальности ВСа относительно маяка с точностью, необходимой для ВСо вождения по установленным воздушным коридорам;

выдачу информации об азимуте, дальности и отказах визуально экипажу, а также возможность выдачи этой информации в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование.

Дальность действия радиотехнического оборудования ближней навигации должна быть не менее на высотах до 9800 метров при работе с наземными маяками, регламентируемая зона действия которых обеспечивает эту дальность.

1461. Радиотехническое оборудование угломерной системы (*VOR*) должно обеспечивать в зоне действия радионавигационных маяков:

определение углового положения ВС относительно маяков угломерной системы с точностью, необходимой для пилотирования ВС по установленным воздушным коридорам совместно с другим оборудованием, в направлениях на маяк и от маяка;

выдачу информации об угловом положении ВС и отказах экипажу, а также возможность выдачи этой информации в виде электрически сигналов в другое бортовое оборудование.

Дальность действия радиотехнического оборудования угломерной системы должна быть не менее:

в секторе  $+30^{\circ}$  от продольной оси ВС и  $0,8D$  для остальных боковых пеленгов при работе с наземными маяками, регламентируемая зона действия которых обеспечивает эту дальность.

1462. Радиотехническое оборудование дальномерной системы (*DME*) должно обеспечивать:

определение дальности ВС относительно маяков системы с точностью, необходимой для пилотирования ВС по установленным воздушным коридорам совместно с другим оборудованием;

выдачу информации о дальности и отказах визуалью на собственный индикатор и (или) на пилотажно-навигационные приборы, а также возможность выдачи этой информации в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование.

Дальность действия радиотехнического оборудования дальномерной системы должна быть не менее на высотах до 9800 м при работе с наземными маяками, регламентируемая зона действия которых обеспечивает эту дальность.

1463. Доплеровские измерители путевой скорости и угла сноса при полете на высотах не менее 10 метров над любой поверхностью (в том числе над водной поверхностью при волнении  $> 2$  баллам) и при эволюциях ВС с эксплуатационными значениями углов крена и тангажа должны обеспечивать:

определение путевой скорости и угла сноса ВС с требуемыми точностями и диапазонами их значений;

выдачу информации о путевой скорости, угле сноса и отказах визуалью, а также возможность выдачи этой информации в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование.

Допускаются переходы доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса в режим "Память" при углах крена более  $30^{\circ}$ .

1464. Метеонавигационный радиолокатор должен обеспечивать:

обнаружение опасных для полета гидрометеорологических образований на расстоянии, обеспечивающем их обход на безопасном удалении;

определение углового положения и расстояния до наблюдаемых наземных ориентиров или гидрометеорологических образований.

Индикаторы радиолокатора должны быть сконструированы и установлены таким образом и в таком месте, чтобы обеспечивалась возможность использования информации радиолокатора первым и вторым пилотом в любых возможных условиях освещенности в кабине экипажа.

1465. Радиотехническое оборудование дальней навигации должно обеспечивать в зоне действия наземных радиомаяков:

определение местоположения ВС с точностью, необходимой для самолетовождения по установленным воздушным коридорам совместно с другим оборудованием;

выдачу информации о местоположении ВС и отказах визуально, а также возможность выдачи этой информации в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование.

#### **Параграф 4. Антенно-фидерные устройства**

1466. Требования распространяются на все установленные на ВС антенно-фидерные устройства радиотехнического оборудования навигации, посадки и управления воздушным движением, а также на обтекатели антенн (в части их свойств, влияющих на характеристики антенно-фидерных устройств).

1467. Конструкция антенно-фидерных устройств должна обеспечивать механическую прочность, соответствующую ожидаемым условиям эксплуатации ВС и месту их размещения.

При размещении антенн на ВС должны быть предусмотрены меры против повреждения выступающих антенн в процессе наземного обслуживания ВС.

Диэлектрические элементы антенно-фидерных устройств и обтекатели антенн, входящие в конструкцию ВС, должны быть сконструированы, изготовлены и установлены на ВС таким образом, чтобы во всех ожидаемых условиях эксплуатации обеспечивалось требуемое качество функционирования, связанного с антенно-фидерным устройством оборудования, и параметры антенно-фидерных устройств соответствовали требованиям.

Переходное сопротивление между фланцами крепления антенн и корпусом ВС должно быть не более 600 мкОм. При наличии дополнительных установочных элементов суммарная величина переходного сопротивления между фланцем антенны и корпусом ВС должна быть не более 2000 мкОм.

Сопротивление изоляции антенно-фидерного устройства при температуре не выше  $+35^{\circ}\text{C}$  и относительной влажности не более 80 % должно быть не менее 20 МОм, а во всех остальных ожидаемых условиях эксплуатации не менее 1 МОм (при рабочем напряжении антенно-фидерного устройства не выше 0,4 кВ).

Конструкция и размещение на ВС соединений антенны с фидерным трактом и аппаратурой должны обеспечивать возможность расстыковки и подключения измерительной аппаратуры.

Конструкция и размещение антенн, включая обтекатели, должны обеспечивать нормальное функционирование подключенной к ним аппаратуры при работе в условиях обледенения.

При конструировании и размещении антенн должны быть приняты необходимые меры по их защите от статического электричества.

При конструировании и размещении антенн должны быть предусмотрены необходимые меры по их защите от ударов молнии.

Антенно-фидерные устройства должны быть сконструированы и размещены на ВС таким образом, чтобы обеспечивались необходимые развязки между передающими и приемными антенно-фидерными устройствами, при этом рекомендуется, чтобы:

развязка между антенно-фидерным устройством радиотехнического оборудования посадки, а также угломерной системы (*VOR*) и антенно-фидерным устройством радиостанции миллиметрового диапазона на рабочих частотах была не менее 35 дБ;

для антенн радиовысотомера малых высот расстояние между центрами приемной и передающей антенн (*D*) было не менее 1 метра при соблюдении условия  $H_a > 1,37 D$ , где  $H_a$  - высота установки антенны над землей в момент касания шасси взлетно-посадочной полосы при посадке ВС.

1468. Диапазон рабочих частот антенно-фидерных устройств малых высот должен составлять 4200-4400 МГц.

Для обеспечения работы оборудования в соответствии с требованиями главы 14 настоящих Норм антенно-фидерные устройства радиовысотомеров малых высот должны быть размещены таким образом, чтобы:

отклонение плоскостей раскрывов антенн от горизонтальной плоскости ВС не превышало  $5^{\circ}$ ;

в телесном угле раскрывов антенн с плоским углом при вершине не менее  $90^{\circ}$  отсутствовали выступающие элементы конструкции;

плоскости поляризации передающей и приемной антенн совпадали; при наличии двух радиовысотомеров поляризация одноименных антенн должна быть взаимно ортогональна.

1469. Диапазон рабочих частот антенно-фидерного устройства радиотехнического оборудования посадки должен составлять 108-112 МГц.

Коэффициент стоячей волны по напряжению на входе антенно-фидерного устройства должен быть не более 5.

Коэффициент усиления антенно-фидерного устройства в горизонтальной плоскости в направлении полета по сравнению с максимумом излучения полуволнового вибратора должен быть не ниже минус 10 дБ.

Неравномерность распределения горизонтальной составляющей поля в горизонтальной плоскости в переднем секторе  $+ 90^0$  относительно продольной оси ВС должна быть не более 12 дБ.

Поляризация поля должна быть преимущественно горизонтальной. Ослабление вертикальной составляющей поля антенны по отношению к горизонтальной составляющей в направлении вперед вдоль продольной оси ВС должно быть не менее 10 дБ.

Развязка между выходами антенно-фидерного устройства (при наличии двух выходов) должна быть не менее 6 дБ.

При использовании курсовой антенны на ВС в качестве антенны угломерной системы (VOR) она должна также удовлетворять требованиям пункта 1477 настоящих Норм.

1470. Диапазон рабочих частот глиссадных антенно-фидерных устройств радиотехнического оборудования посадки должен составлять 328,6-335,4 МГц.

Коэффициент стоячей волны по напряжению на входе антенно-фидерного устройства должен быть не более 5. Коэффициент усиления антенно-фидерного устройства в горизонтальной плоскости в направлении полета по сравнению с максимумом излучения полуволнового вибратора должен быть не ниже:

минус 10 дБ - при наличии одного выхода;

минус 12 дБ - для каждого выхода при наличии двух выходов.

Неравномерность распределения горизонтальной составляющей поля в горизонтальной плоскости в переднем секторе  $+ 45^0$  относительно продольной оси ВС должна быть не более 6 дБ.

Поляризация должна быть преимущественно горизонтальной. Ослабление вертикальной составляющей поля антенны по отношению к горизонтальной составляющей в направлении вперед вдоль продольной оси ВС должно быть не менее 10 дБ.

Развязка между выходами антенно-фидерного устройства (при наличии двух выходов) должна быть не менее 6 дБ.

Антенна должна быть размещена на ВС таким образом, чтобы обеспечивалось безопасное расстояние от самой нижней точки ВС до препятствий или поверхности земли при снижении по глиссаде в процессе захода на посадку во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

1471. Рабочая частота маркерных антенно-фидерных устройств радиотехнического оборудования посадки должна составлять  $75 + 0,1$  МГц. Поляризация поля - горизонтальная.

Коэффициент стоячей волны по напряжению на входе антенно-фидерного устройства должен быть не более 5.

Маркерная антенна должна быть размещена на ВС таким образом, чтобы обеспечивался обзор нижней полусферы.

1472. Диапазон рабочих частот антенно-фидерного устройства радиоконпасов должен составлять 0,15-1,75 МГц.

Действующая высота ненаправленной антенны должна быть не менее 0,1 метра.

Емкость ненаправленной антенны должна быть не менее 25 пФ.

Ненаправленная антенна должна быть размещена на ВС таким образом, чтобы обеспечивалась индикация момента пролета приводной радиостанции с требуемой точностью.

Направленная антенна должна быть размещена таким образом, чтобы обеспечивалось выполнение требований.

1473. Диапазон рабочих частот антенно-фидерного устройства радиолокационных ответчиков для режима "УВД" должен составлять в приемном режиме:

837,5 + 4 МГц, поляризация поля горизонтальная;

1030 + 3 МГц, поляризация поля вертикальная;

в передающем режиме:

740 + 3 МГц, поляризация поля горизонтальная.

1474. Коэффициент стоячей волны по напряжению антенно-фидерного устройства должен быть:

в диапазоне 837,5 + 4 МГц не более 5;

в диапазоне 1030 + 3 МГц не более 2;

в диапазоне 740 + 3 МГц не более 2,5.

Зона видимости антенно-фидерного устройства, определенная на удалении 75 % дальности действия ответчика, не должна иметь провалов в горизонтальной плоскости при эксплуатационных углах крена и тангажа.

Допускаются отдельные случайные пропадания отметки ВС на время одного - двух оборотов антенны наземного радиолокатора, при скорости вращения не менее 6 об/мин

1475. Диапазон рабочих частот антенно-фидерного устройства радиолокационных ответчиков для режима "RBS" должен составлять:

в приемном режиме - 1030 + 3 МГц;

в передающем режиме - 1090 + 3 МГц.

Поляризация поля - вертикальная.

Коэффициент стоячей волны по напряжению антенно-фидерного устройства должен быть не более 2.

Зона видимости антенно-фидерного устройства, определенная на удалении 75 % дальности действия ответчика, не должна иметь провалов в горизонтальной плоскости при эксплуатационных углах крена и тангажа.

Допускаются отдельные случайные пропадания отметки ВС на время одного - двух оборотов антенны наземного радиолокатора при скорости вращения не менее 6 об/мин.

Затухание в фидере между антенной и радиолокационным ответчиком должно быть не более 5 дБ.

1476. Диапазон рабочих частот антенно-фидерного устройства радиотехнического оборудования ближней навигации должен составлять:

в приемном режиме - 873,6 - 1000,5 МГц;

в передающем режиме - 726 - 813 МГц.

Поляризация поля - горизонтальная.

Коэффициент стоячей волны по напряжению на входе антенно-фидерного устройства должен быть:

в приемном диапазоне не более 5;

в передающем диапазоне не более 2,5.

Зона видимости антенно-фидерного устройства, определенная на расстоянии 75 % дальности прямой видимости от радиомаяка, не должна иметь провалов в горизонтальной плоскости при полете с нулевыми кренами. Неравномерность распределения горизонтальной составляющей поля в горизонтальной плоскости должна быть не более 12 дБ.

При установке на ВС двухантенного антенно-фидерного устройства допускаются отдельные интерференционные провалы в боковых направлениях  $90^{\circ} \pm 40^{\circ}$  и  $270^{\circ} \pm 40^{\circ}$ , не влияющие на работу оборудования.

Если на ВС установлено антенно-фидерное устройство, состоящее из нескольких антенн, поочередно подключаемых к аппаратуре с помощью специального коммутирующего устройства, то процесс переключения не должен нарушать нормальной работы оборудования.

1477. Диапазон рабочих частот антенно-фидерного устройства радиотехнического оборудования угломерной системы (VOR) должен составлять 108-117,975 МГц.

Коэффициент стоячей волны по напряжению на входе антенно-фидерного устройства не должен превышать 5.

Диаграмма направленности антенно-фидерного устройства в горизонтальной плоскости должна быть всенаправленной. Неравномерность диаграммы направленности должна быть не более 16 дБ.



Коэффициент усиления антенно-фидерного устройства в горизонтальной плоскости в направлении продольной оси ВС по сравнению с максимумом излучения полуволнового вибратора должен быть не ниже минус 10 дБ.

Поляризация поля должна быть преимущественно горизонтальной. Ослабление вертикальной составляющей поля антенны в направлении продольной оси ВС по отношению к горизонтальной составляющей должно быть не менее 10 дБ.

При использовании навигационной антенны угломерной системы (VOR) в качестве курсовой антенны радиотехнического оборудования посадки она должна также удовлетворять требованиям настоящих Норм.

1478. Диапазон рабочих частот антенно-фидерного устройства радиодальномеров (*DME*) должен составлять 962-1215 МГц. Поляризация поля - вертикальная.

Коэффициент стоячей волны по напряжению на входе антенно-фидерного устройства должен быть не более 2.

Зона видимости антенно-фидерного устройства, определенная на расстоянии 75 % дальности прямой видимости от радиомаяка, не должна иметь провалов в горизонтальной плоскости при полете с нулевыми кренами.

Затухание в фидере между антенной и радиодальномером должно быть не более 5.

1479. Диапазон рабочих частот антенно-фидерного устройства доплеровских измерителей путевой скорости и угла сноса должен составлять 13325 + 75 МГц.

Для обеспечения работы доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса в соответствии с требованиями главы 13 настоящих Норм антенно-фидерное устройство должно размещаться в нижней части фюзеляжа таким образом, чтобы:

в рабочей зоне лучей приемной и передающей антенн при любых конфигурациях ВС не находились выступающие элементы конструкции ВС;

в непосредственной близости от антенно-фидерного устройства не находились агрегаты с незакрытыми движущимися деталями;

при наличии диэлектрического обтекателя, входящего в конструкцию ВС, обеспечивалась необходимая развязка между приемной и передающими антеннами.

1480 Диапазон рабочих частот антенно-фидерного устройства метеонавигационного радиолокатора должен составлять 9345 + 30 МГц.

Для обеспечения работы метеонавигационного радиолокатора в соответствии с требованиями антенна должна быть размещена таким образом, чтобы обеспечивался обзор в заданном секторе.

1481. Для обеспечения работы антенно-фидерных устройств оборудования дальней навигации антенна должна иметь действующую высоту не менее 0,3 метра, емкость не менее 100 пФ и паразитную емкость не более 10 пФ.

## **Параграф 5. Радиосвязное оборудование**

1482. Требования настоящего параграфа распространяются на следующие виды радиосвязного оборудования:

- радиостанции микроволнового (далее - МВ) диапазона;
- радиостанции коротковолнового (далее - КВ) диапазона;
- радиостанции средневолнового (далее - СВ) диапазона;
- антенно-фидерные устройства;
- авиагарнитурные членов экипажа;
- аппаратуру внутренней связи авиационную;
- аппаратуру речевой информации об особой ситуации;
- аварийно-спасательные радиостанции и радиомаяки МВ диапазона;
- аварийно-спасательные радиостанции КВ диапазона.

1483. Радиосвязное оборудование должно обеспечивать выполнение следующих задач:

двухстороннюю связь в пределах прямой радиовидимости с диспетчерской службой каждого аэродрома, на котором предусматривается совершить взлет или посадку и в диспетчерской зоне которого находится ВС;

двухстороннюю связь в любой момент полета, по крайней мере, с одной наземной авиационной радиостанцией;

прием в любой момент полета метеорологических сводок или специальных извещений, передаваемых метеослужбами или диспетчерскими службами аэродромов по трассе полета;

- оперативную связь в любой момент полета между всеми членами экипажа;
- оповещение пассажиров в полете;

обеспечение речевой информации об особой ситуации при установке на ВС аппаратуры речевой информации;

обеспечение связи после посадки ВС вне аэродрома или подачу сигнала для привода поисково-спасательных средств.

1484. Радиосвязное оборудование должно соответствовать требованиям в параграфа 9 главы 18 настоящих Норм. Антенно-фидерные устройства радиостанций КВ и СВ диапазонов сертифицируются совместно с ВС.

1485. Должна быть предусмотрена работа от аварийных источников электропитания (пункт 30 настоящих Норм) следующих видов радиосвязного оборудования:

- аппаратуры внутренней связи;
- аппаратуры речевой информации об особой ситуации;
- одной из двух радиостанций МВ диапазона.

## **Параграф 6. Состав радиосвязного оборудования**

1486. Состав радиосвязного оборудования определяется в зависимости от ожидаемых условий эксплуатации ВС.

На ВС, совершающих трассовые полеты, во время которых в течение всего полета обеспечивается связь радиостанциями МВ диапазона (разрывы в полях МВ связи, определенные для 80 % эффективного радиогоризонта, не превышают 5 мин), устанавливаются:

- две радиостанции МВ диапазона;
- аппаратура внутренней связи;
- авиагарнитуры членов экипажа;
- одна аварийно-спасательная радиостанция МВ диапазона или радиомаяк.

На ВС, совершающих полеты над труднодоступными и малонаселенными районами и большими водными пространствами, устанавливаются:

- две радиостанции МВ диапазона;
- аппаратура внутренней связи;
- авиагарнитуры членов экипажа;
- две аварийно-спасательные радиостанции МВ диапазона или два радиомаяка (или одна радиостанция и один радиомаяк МВ, диапазона);
- одна аварийно-спасательная радиостанция КВ диапазона.

На ВС, совершающих трассовые полеты, во время которых связь в МВ диапазоне обеспечивается неполностью, устанавливаются одна радиостанция КВ диапазона, если разрывы в полях МВ связи, определенные для 80 %, эффективного радиогоризонта, превышают 5 минут, и две радиостанции КВ при разрыве, превышающем 1 час, в дополнение к оборудованию.

На ВС, предназначенных для полетов в полярных широтах, взамен одной из радиостанций КВ диапазона устанавливается одна радиостанция СВ диапазона.

Требования по установке на воздушном судне автоматических ELT определяются пунктами 480, 481 настоящих Норм.

1487. Дополнительно к радиосвязному оборудованию должна устанавливаться аппаратура речевой информации об особой ситуации, если это необходимо в соответствии с требованиями для данного типа ВС.

## **Параграф 7. Требования к радиосвязному оборудованию**

1488. Радиостанции МВ диапазона должны обеспечивать в пределах дальности действия оперативную связь непосредственно между экипажем и диспетчерскими службами управления воздушным движением в телефонном режиме.

Качество двухсторонней связи бортовых радиостанций с наземной радиостанцией на стоянке, при движении по аэродрому и при полете в зоне аэродрома должно быть не хуже четырех баллов по пятибалльной шкале.

Дальность двухсторонней радиосвязи на курсовых углах  $0^{\circ} + 30^{\circ}$  и  $180^{\circ} + 30^{\circ}$  при горизонтальном положении ВС должна быть не менее 80 % эффективного

радиогоризонта на высоте крейсерского полета при качестве связи не хуже трех баллов по пятибалльной шкале.

Значение эффективного радиогоризонта вычисляется расчетным путем.

Рассчитанные значения дальности, составляющие соответственно 100, 80, 65, 60 % от значения радиогоризонта для высот полета от 1000 до 20000 метров и высоты подъема антенны наземной радиостанции 16 метров.

Дальность двухсторонней радиосвязи при любых курсовых углах при горизонтальном положении ВС *a* должна быть не менее 65 % эффективного радиогоризонта на высоте крейсерского полета при качестве связи не хуже трех баллов по пятибалльной шкале.

Дальность двухсторонней радиосвязи в нормальном режиме набора высоты и снижения, а также при максимальных кренах крейсерского полета должна быть не менее 60 % эффективного радиогоризонта на высоте крейсерского полета при качестве связи не хуже трех баллов по пятибалльной шкале. Для ВС с крейсерской высотой полета более чем 6000 метров допускается выполнение требований по дальности радиосвязи на любой высоте полета, но не менее чем 6000 метров.

1489 Радиостанции КВ диапазона должны обеспечивать связь экипажа ВС со службой (пунктами) управления воздушным движением в случаях, когда связь через радиостанции МВ диапазона не может быть осуществлена.

Дальность радиосвязи должна быть не менее 60 % максимальной дальности полета ВС при качестве связи не хуже трех баллов по пятибалльной шкале. Надежность связи обеспечивается комплексом организационно-технических мероприятий (прогнозирование частот связи, использование разнесенных наземных центров связи).

1490. Радиостанции СВ диапазона должны обеспечивать в полярных широтах связь экипажей со службой управления воздушным движением в случаях, когда связь через радиостанции МВ и КВ диапазонов не может быть осуществлена.

1491. Аппаратура внутренней связи авиационная совместно с авиагарнитурами, микротелефонными трубками и громкоговорителями должна обеспечивать внутреннюю телефонную связь между всеми членами экипажа в том числе и с бортпроводниками (если в составе экипажа имеются бортпроводники), выход на внешнюю двухстороннюю связь через бортовые радиостанции, прием сигналов специального назначения, подключение аппаратуры записи переговоров, оповещение пассажиров в салоне на любых режимах полета с рабочих мест пилотов и бортпроводников, в том числе при рулежке и на стоянке ВС.

Качество внутренней связи между всеми членами экипажа на земле и на всех этапах полета должно быть не хуже четырех баллов по пятибалльной шкале.

Качество оповещения пассажиров на всех этапах полета, в том числе на стоянке и при рулежке ВС, должно быть не хуже четырех баллов по пятибалльной шкале.

1492. Авиагарнитуры членов экипажа должны обеспечивать совместно с аппаратурой внутренней связи и радиостанциями внутреннюю и внешнюю связь в условиях окружающего акустического шума.

1493. Аварийно-спасательные радиостанции и радиомаяки МВ диапазона должны обеспечивать передачу сигналов для привода поисково-спасательных средств к месту аварии. Аварийно-спасательные радиостанции МВ диапазона должны также обеспечивать радиосвязь членов экипажей потерпевшего аварию ВС и поисково-спасательных средств.

Аварийно-спасательные радиостанции КВ диапазона должны обеспечивать передачу сигналов бедствия и связь членов экипажа потерпевшего аварию ВС с наземными пунктами и поисково-спасательными средствами.

Аварийно-спасательные радиостанции и радиомаяки должны быть легкоъемными и размещены в местах, удобных для быстрого снятия при аварийной эвакуации.

1494. Аппаратура речевой информации об особой ситуации должна обеспечивать автоматическое речевое оповещение экипажа путем передачи стандартного сообщения, из числа предварительно записанного на носителе информации.

Разборчивость речевой информации должна быть не хуже четырех баллов по пятибалльной шкале на всех этапах полета (на фоне других сообщений внутренней или внешней связи допускается ухудшение разборчивости при условии выполнения требований).

## **Параграф 8. Антенно-фидерные устройства радиосвязного оборудования**

1495. Требования настоящего параграфа распространяются на все установленные, на ВС антенно-фидерные устройства радиосвязного оборудования, а также на обтекатели антенн (в части их свойств, влияющих на характеристики антенно-фидерных устройств).

1496. Конструкция антенно-фидерных устройств радиосвязного оборудования должна обеспечивать механическую прочность, соответствующую ожидаемым условиям эксплуатации ВС и места их размещения.

При размещении антенн на ВС должны быть предусмотрены меры против повреждения выступающих антенн в процессе наземного обслуживания ВС.

Диэлектрические элементы антенно-фидерных устройств и обтекатели антенн, входящие в конструкцию ВС, должны быть сконструированы, изготовлены и установлены на ВС таким образом, чтобы во всех ожидаемых условиях эксплуатации обеспечивалось требуемое качество функционирования связанного с антенно-фидерным устройством оборудования и параметры антенно-фидерного устройства соответствовали требованиям.

Переходное сопротивление между фланцами крепления антенн и корпусом ВС должно быть не более 600 мкОм. При наличии дополнительных установочных элементов суммарная величина переходного сопротивления между фланцами антенны и корпусом ВС должна быть не более 2000 мкОм.

Сопротивление изоляции антенно-фидерного устройства при температуре не выше  $+35^{\circ}\text{C}$  и относительной влажности не более 80 % должно быть не менее 20 МОм, а во всех остальных ожидаемых условиях эксплуатации не менее 1 МОм при рабочем напряжении не более 0,4 кВ и не менее 2 МОм на каждый полный или неполный киловольт при рабочем напряжении антенно-фидерного устройства более 0,4 кВ.

Конструкция и размещение на ВС соединений антенны с фидерным трактом и аппаратурой должны обеспечивать возможность расстыковки и подключения измерительной аппаратуры.

Конструкция и размещение антенн, включая обтекатели, должны обеспечивать нормальное функционирование подключенной к ним аппаратуры при работе в условиях обледенения. При конструировании и размещении антенн должны быть приняты необходимые меры по их защите от статического электричества.

При конструировании и размещении антенн должны быть предусмотрены необходимые меры по их защите от ударов молнии.

Антенно-фидерным устройством должны быть сконструированы и размещены на ВС таким образом, чтобы между ними обеспечивались необходимые развязки. Рекомендуется, чтобы развязки на рабочих частотах составляли:

не менее 35 дБ между антенно-фидерным устройством радиостанций МВ диапазона ;

не менее 35 дБ между антенно-фидерным устройством радиостанций МВ диапазона и курсовым антенно-фидерным устройством радиотехнического оборудования посадки (антенно-фидерным устройством радиотехнического оборудования угломерной системы *VOR* ).

1497. В антенно-фидерных устройствах радиостанций *МВ* диапазона:

коэффициент стоячей волны по напряжению на входе антенно-фидерного устройства должен быть не более 3,6.

В случае если дальность и качество связи обеспечиваются, допускается использование антенн с коэффициентом стоячей волны по напряжению не более 5;

коэффициент полезного действия фидера питания, соединяющего антенну с радиостанцией, должен быть не менее 0,5.

В случае, если дальность и качество связи обеспечиваются, коэффициент полезного действия фидера питания не нормируется.

Неравномерность распределения вертикальной составляющей поля в горизонтальной плоскости не должна превышать 12 дБ.

1498. В антенно-фидерных устройствах радиостанций КВ и СВ диапазонов:

антенны и антенные согласующие устройства должны обеспечивать настройку радиостанций во всем рабочем диапазоне частот в полете и на земле;

антенные согласующие устройства должны размещаться в непосредственной близости от антенны. Длина антенного ввода должна быть:

не более 1 метра для антенн емкостного типа;

не более 0,25 метра для антенн индуктивного типа.

Антенным вводом считается находящаяся под металлической обшивкой ВС часть проводника, соединяющего антенные согласующие устройства и возбуждатель антенны;

антенный ввод должен быть надежно изолирован и закреплен, чтобы исключить возможность прикосновения к металлическим частям конструкции и нарушения изоляции ввода в процессе полета;

конструкция элементов передающих антенно-фидерных устройств должна обеспечивать работу установленного на ВС передатчика без коронирования и электрических пробоев. Должно быть показано, что требования для КВ и СВ связи, выполняются при замене экземпляра радиостанции и (или) элементов антенно-фидерных устройств с учетом рекомендаций, изложенных в эксплуатационной документации на ВС.

## **Параграф 9. Электротехническое оборудование**

1499. Требования настоящего параграфа распространяются на электротехническое оборудование ВС.

1500. Система электроснабжения должна быть спроектирована, изготовлена и смонтирована таким образом, чтобы приемники электроэнергии первой и второй категорий были обеспечены электропитанием с качеством, соответствующим требованиям параграфа 7 главы 18, для нормальной работы, при отсутствии отказов в системе электроснабжения, при любом единичном отказе системы электроснабжения или единичном отказе другой самолетной системы. Допускается прекращение электропитания приемников, если единичный отказ произошел на шине, к которой они присоединены, или в элементах вторичной распределительной сети, соединяющих шины с приемником электроэнергии.

1501. Система электроснабжения должна быть спроектирована, изготовлена и смонтирована таким образом, чтобы приемники электроэнергии первой категории были обеспечены электропитанием с характеристиками, не выходящими за пределы, соответствующие аварийной работе, при отказе любой части системы электроснабжения, включая отказ всех генераторов, установленных на маршевых двигателях, или единичном отказе первичной системы распределения электроэнергии.

Допускается прекращение электропитания приемников, если единичный отказ произошел на шине, к которой они присоединены, или в элементах вторичной распределительной сети, соединяющих шины с приемником электроэнергии.

1502. Система электроснабжения должна быть спроектирована, изготовлена и смонтирована таким образом, чтобы режимы работы, в которых:

1) приемники электроэнергии первой категории переходят на электропитание от аварийных источников, возникали не чаще, чем крайне маловероятные события;

2) все приемники электроэнергии обеспечиваются электроэнергией с качеством, не соответствующим требованиям главы 18 для нормальной и аварийной работы, возникали не чаще, чем практически невероятные события.

1503. После совершения аварийной посадки (приводнения) система электроснабжения должна обеспечивать электроэнергией, которые должны работать после посадки (приводнения), если они не имеют собственных автономных источников питания.

1504. Работа каждой первичной системы электроснабжения и связанной с ней вторичной системы не должна зависеть от работы других систем электроснабжения.

1505. Электрооборудование должно быть выполнено и смонтировано так, чтобы при любых режимах его работы, возможных на данном воздушном судне, не возникала опасность пожара.

1506. В местах, где опасность загрязнения воспламеняющимися парами очень высока, число электрических соединений и электроагрегатов должно быть ограничено только теми, которые необходимы для нормальной работы оборудования в этом месте.

1507. Все электрооборудование, требующее во время работы управления или регулировки, должно быть выполнено и (или) смонтировано так, чтобы исключалась опасность поражения электрическим током.

1508. В распределительных устройствах участки с различными уровнями напряжения должны располагаться отдельно. В местах возможного соприкосновения с элементами, находящимися в установившемся режиме под напряжением выше 40 В, должны иметься предупреждающие надписи с указанием величины напряжения.

1509. Должны быть обеспечены измерение и индикация минимального количества электрических параметров системы электроснабжения, которых совместно с сигналами, выдаваемыми аппаратурой системы генерирования и распределения электроэнергии, достаточно для оценки исправности бортовой системы электроснабжения.

1510. Если в режиме запуска вспомогательной силовой установки (в полете) качество электроэнергии выходит за пределы, установленные параграфом 7 главой 18, для аварийной работы, то в период запуска вспомогательной силовой установки должно быть обеспечено электропитание системы запуска вспомогательной силовой установки и приемников электроэнергии первой категории от отдельно работающих источников электроэнергии.



1511. Подключение наземных источников к системе электроснабжения должно производиться с помощью разъемов аэродромного питания. На борту ВС должны быть предусмотрены средства, предотвращающие включение наземного источника с обратной полярностью или обратным порядком следования фаз.

## **Глава 20. Топливная и масляная система**

**Сноска. Заголовок главы 20 в редакции приказа Министра индустрии и инфраструктурного развития РК от 05.07.2019 № 485 (вводится в действие с 01.08.2019).**

### **Параграф 1. Топливная система**

1512. Топливная система и ее агрегаты должны обеспечивать:

1) бесперебойную подачу топлива к двигателям при работе на марках топлива и их смесях, принятых для эксплуатации данного ВС, во всех ожидаемых условиях эксплуатации;

2) автоматическую выработку топлива в заданной последовательности при всех возможных эксплуатационных вариантах заправки баков топливом на всех режимах полета ВС, предусмотренных Руководством по летной эксплуатации;

3) возможность ручного управления выработкой топлива в необходимой последовательности в случае неисправности автоматики и при всех возможных в полете сочетаниях числа работающих и неработающих двигателей;

4) возможность отдельного включения и выключения каждого бакового электроприводного насоса подкачки и перекачки топлива;

5) возможность перекрестной подачи топлива по магистралям перекрестного питания из любых групп баков к любому двигателю;

6) питание двигателей силовой установки топливом при выключенных насосах подкачки (в особых ситуациях) на следующих режимах работы двигателей:

от полетного малого газа до взлетного на высотах полета от 0 до 2000 метров;

от полетного малого газа до максимального продолжительного на высотах полета от 0 до не менее 6000-8000 метров с сохранением центровки и поперечной балансировки ВС в пределах эксплуатационных ограничений. Для возможности снижения ВС без остановки двигателей до высоты обеспеченного питания их топливом самотеком должно предусматриваться автоматическое подключение необходимого числа насосов подкачки к сети исправного источника электроэнергии. В случае невыполнения этих требований должно быть показано, что надежное питание двигателей топливом при выключенных насосах подкачки обеспечивается другими средствами;

7) возможность продолжения полета после выключения баковых насосов подкачки и перекачки из-за отказов генераторов (источников питания) продолжительностью и на режимах, предусмотренных Руководством по летной эксплуатации для этой особой ситуации;

8) питание двигателей топливом в полете при отрицательных и околонулевых вертикальных перегрузках в течение не менее 5 секунд, в том числе и в полете с непрерывной отрицательной перегрузкой не менее минус 0,5 единиц, при этом давление топлива в трубопроводах питания двигателей должно быть не менее величины эксплуатационного ограничения для случаев особой ситуации;

9) возможность протекания топлива через отказавший насос подкачки без увеличения гидравлического сопротивления, приводящего к уменьшению давления в системе ниже величины, указанной в эксплуатационной документации, при всех возможных расходах; в противном случае должна быть предусмотрена обводная - шунтирующая линия подачи топлива;

10) создание необходимого давления и расхода топлива для запуска двигателей на земле и в полете в условиях, предусмотренных Руководством по летной эксплуатации;

11) переход с одной марки топлива на другую или применение их смесей (из числа принятых топлив для эксплуатации данного ВС) без дополнительной перерегулировки элементов топливной системы;

12) возможность контроля исправности системы на земле перед полетом и в полете.

1513. Давление и температура топлива на входе в основные насосы двигателей при работе на всех установившихся и переходных режимах должны находиться в пределах, указанных в эксплуатационной документации данного типа двигателя.

1514. Отказ или неисправность в системе подачи топлива в любой из двигателей, в том числе и в вспомогательный, не должны:

1) приводить к нарушению подачи топлива в другие двигатели;

2) требовать немедленного вмешательства членов экипажа для обеспечения надежной работы других двигателей.

1515. Если подача топлива к двигателям производится последовательно из нескольких баков (групп баков), то в момент окончания выработки топлива из одного бака и перехода на питание из следующего бака давление на входе в основные насосы двигателя не должно уменьшаться ниже значения, указанного в эксплуатационных ограничениях.

1516. Емкость баков должна обеспечивать размещение топлива для полета с заданной максимальной дальностью и продолжительностью с учетом требований при использовании всех марок топлив, допущенных для эксплуатации данного типа ВС, с учетом изменения плотности, температуры и других параметров топлива.

1517. Величина сигнализируемого резервного остатка топлива на ВС количество (объем) топлива в баках, при котором экипажу ВС автоматически выдается информация

(сигнал), как предусмотрено, об оставшемся запасе топлива в баках или об ограниченном времени полета, должна обеспечивать на крейсерском режиме и рейсовых высотах полета надежную работу двигателей в течение не менее 45 минут.

Для ВС местных воздушных линий величина сигнализируемого резервного остатка топлива должна составлять не менее 15 % от максимальной предусмотренной заправки баков топливом.

1518. Система должна обеспечивать надежное питание двигателей топливом на всех режимах и высотах полета при температуре топлива в баках ВС перед полетом в пределах от минус  $50^{\circ}\text{C}$  до плюс  $45^{\circ}\text{C}$  и при максимальной возможной упругости паров топлива, на котором может эксплуатироваться ВС.

1519. Вода, растворенная в топливе и выделившаяся из него в баках и элементах топливной системы, не должна вызывать нарушения работы системы.

1520. Топливные насосы, устанавливаемые на ВС, должны иметь минимально необходимую переразмеренность по производительности, учитывающую износ насоса в процессе эксплуатации.

1521. В системе и ее агрегатах при заполнении системы топливом, кратковременных отливах его в полете от насосов и заборников топлива в баках и в процессе опорожнения баков не должны образовываться воздушные пробки, способные вызвать нарушение работы двигателей; должно быть обеспечено удаление воздуха после заправки топливом полностью опорожненной системы.

1522. Если в системе имеется постоянно действующий перепуск топлива для удаления воздуха или для других целей, то слив этого топлива должен производиться в расходный бак системы или, если имеется несколько расходных баков, таким образом, чтобы не вызывалось заметное увеличение неиспользуемых остатков топлива в баках или их переполнение, а также чтобы не происходило нарушения автоматической выработки топлива в заданной последовательности.

1523. Если в системе предусмотрено перекачивание или перетекание топлива из одного бака в другой, то должно быть обеспечено поддержание заданного уровня топлива в пополняемом баке при всех возможных расходах из этого бака, включая предусмотренные Руководством по летной эксплуатации случаи подачи топлива в несколько двигателей через магистраль перекрестного питания, а также использования топлива в качестве рабочей жидкости для привода в действие агрегатов топливной и других систем. При перекачивании или перетекании топлива из одного бака в другой должна быть исключена возможность повреждения баков в результате их переполнения.

1524. Должен быть обеспечен полный слив топлива через доступные и удобные в эксплуатации сливные краны. На ВС, топливные баки, которых оборудованы насосами,

рекомендуется использование этих насосов для ускорения слива топлива и уменьшения количества сливных точек.

1525. Штуцеры для слива основного топлива, для аварийного слива топлива, штуцеры дренажа топливных баков и другие элементы, из которых возможна утечка топлива, должны размещаться таким образом, чтобы исключалось попадание топлива на поверхность ВС и в воздухозаборники двигателей силовой установки и вспомогательной силовой установки в количествах, опасных в пожарном отношении и приводящих к нарушению нормальной работы двигателей. Сливаемое топливо и его пары не должны попадать в кабины экипажа и пассажиров.

1526. Система должна быть выполнена таким образом, чтобы исключалась возможность разрушений, способных вызвать пожар, в случае выполнения аварийной посадки ВС с убраным шасси.

## **Параграф 2. Топливные баки и заправка ВС топливом**

1527. Каждый бак должен выдерживать вибрации, инерционные силы, воздействие жидкости, конструктивные и температурные нагрузки, которым могут подвергаться топливные баки на ВС в ожидаемых условиях эксплуатации.

1528. В каждом баке рекомендуется иметь свободный объем не менее 2 % от общей емкости бака для расширения топлива при нагреве. Расположение заливной горловины или автоматика системы централизованной заправки должны исключать возможность заполнения свободного объема. В случае, когда объем свободного пространства, предусмотрен меньше 2 %, должны быть приняты другие меры, исключая возможность переполнения баков и выливание топлива при его расширении от нагрева.

1529. В системе должен обеспечиваться слив отстоя из нижних точек баков или отстойников, при этом число сливных кранов должно быть по возможности минимальным. Отстойник бака должен иметь достаточный объем (рекомендуется не менее 0,1 % объема бака) и обеспечивать сбор воды со всех частей бака. Сливные краны должны надежно фиксироваться в закрытом положении.

1530. При размещении на ВС мягких (вкладных) баков необходимо выполнять следующее:

1) крепления бака должны выдерживать нагрузки, действующие на элементы конструкции ВС, в местах их размещения;

2) между баками и элементами их крепления должны устанавливаться мягкие прокладки; материал прокладок не должен впитывать топливо;

3) внутренние поверхности отсеков, в которых расположены баки, должны быть гладкими и не иметь выступов, способных повредить стенки баков, или должна быть предусмотрена специальная защита последних;

4) в отсеках, где размещаются баки, должны предусматриваться дренажные или вентиляционные отверстия, предупреждающие накопление топлива и его паров в случае появления небольшой течи и для ее обнаружения;

5) при размещении баков в фюзеляже должна быть исключена возможность попадания топлива и его паров в кабины экипажа и пассажиров;

6) электрические провода и их соединения внутри топливных баков, способные при повреждении вызывать воспламенение паров топлива, должны быть помещены в металлические трубы (кожуха);

7) размещение баков на ВС должно соответствовать требованиям.

1531. Баки-кессоны должны иметь люки для осмотра и ремонта внутренних полостей бака и замены агрегатов и трубопроводов.

1532. Баки должны быть снабжены устройствами, уменьшающими плескание топлива и снижающими инерционное воздействие топлива на стенки баков.

1533. Образцы баков с полностью смонтированными на них арматурой и агрегатами (датчики топливомеров, подкачивающие насосы, поплавковые клапаны) и элементами крепления к ВС должны проверяться:

1) давлением, равным 125 % максимального давления наддува топливного бака, плюс давление, возникающее при максимальных допустимых для данного ВС перегрузках, при полной заправке баков; результирующее давление при испытаниях должно быть не менее 0,25 кг/см<sup>2</sup>;

2) испытаниями образцов баков-кессонов при соответствующих вибрационных перегрузках и с одновременным наддувом баков в соответствии с требованием данного пункта при пустых баках и наполненных топливом на 0,75 емкости.

1534. ВС с общей емкостью баков более 3000 литров должны иметь систему централизованной заправки топливом. При меньшей емкости допускается заправка сверху через заливные горловины.

1535. Если на ВС предусмотрена система централизованной заправки топливом, она должна обеспечивать:

1) одновременное и раздельное заполнение топливом всех групп баков;

2) автоматическое и дублированное ограничение максимального уровня топлива в баках и предохранение баков и трубопроводов ВС от повышения давления в них выше допустимого;

3) сохранение в допустимых пределах центра тяжести ВС в процессе заправки;

4) освобождение трубопроводов от топлива для предотвращения его выливания при отсоединении штуцера или шланга от штуцера заправки;

5) контроль заправляемого количества топлива в дневных и ночных условиях, как правило, с места заправки;

6) заправку ВС топливом путем применения заправочных штуцеров международных стандартов.

1536. При заправке топливом с максимально возможными для данного типа ВС темпами поступления топлива в баки в надтопливном пространстве последних не должны образовываться опасные разряды статического электричества.

1537. Заборники топлива или входы в насосы подкачки в баках должны оборудоваться защитной сеткой с размером ячейки 2,5-4,0 миллиметра или другими средствами для исключения возможности попадания в топливный трубопровод случайно попавших в бак посторонних предметов. Защитная сетка должна иметь живое сечение не меньше, чем в 5 раз превышающее площадь выходного сечения топливного трубопровода. Если сетка подвержена обмерзанию, то должны предусматриваться средства, обеспечивающие при этом бесперебойную подачу требуемого количества топлива в двигателях.

1538. Невырабатываемый остаток топлива в баках не должен превышать 1 % от общего объема баков (кроме случая обесточивания насосов подкачки и перекачки в особых ситуациях).

### **Параграф 3. Трубопроводы и арматура топливной системы**

1539. Трубопроводы системы и элементы их соединений должны:

1) без потери герметичности и с установленным запасом прочности выдерживать создаваемые в системе давления топлива, вибрации, инерционные силы, конструктивные и температурные нагрузки, которым трубопроводы и элементы их соединения могут подвергаться на ВС в ожидаемых условиях эксплуатации в пределах назначенного ресурса;

2) иметь гарантированные зазоры с каркасом, оборудованием и подвижными деталями систем управления ВС и двигателями;

3) размещаться в отсеках, кожухах и других частях ВС, оснащенных дренажными или вентиляционными отверстиями для обнаружения течи топлива и для предупреждения накопления топлива и его паров;

4) иметь удобный доступ с инструментом для осмотра и проверки их состояния при техническом обслуживании.

1540. Участки трубопроводов, проходящие через различные части ВС, которые могут подвергаться относительному перемещению, должны иметь элементы, компенсирующие возможную деформацию.

1541. Трубопроводы не должны иметь петель и "уток" (в форме обратных V), в которых могут скапливаться воздух и отстой в количествах, способных вызвать нарушения в работе топливной системы.

1542. Прокладка трубопроводов во всех пожароопасных зонах должна соответствовать требованиям пожарной безопасности.

В магистрали подачи топлива в каждый двигатель между баками и пожарной перегородкой двигательного отсека должен быть установлен противопожарный кран, управляемый в полете из кабины экипажа и удовлетворяющий требованиям.

В случае электрического управления краном система управления краном должна быть отнесена к приемникам 1-й категории.

Закрытие противопожарного крана любого двигателя не должно приводить к прекращению подачи топлива к другим двигателям ВС.

1543. Если в топливных магистралях имеются замкнутые объемы, то они должны оборудоваться разгрузочными клапанами или другими средствами для предупреждения повышения давления выше допустимого при изменении температуры топлива в полете и при стоянке ВС.

1544. Топливные трубопроводы, проходящие через отсеки ВС, в которых размещаются экипаж, пассажиры и груз, должны быть защищены от случайных повреждений и по возможности не иметь разъемов. Если в указанных отсеках имеются разъемы, должны быть предусмотрены меры, исключаящие попадание топлива в отсеки в случае нарушения герметичности разъема.

1545. Конструкция трубопроводов и их соединений должна исключать возможность их ошибочного монтажа.

1546. Должна быть исключена возможность установки обратных клапанов в положение, при котором они работают в обратном направлении.

1547. Установка и крепление кранов, клапанов и других агрегатов топливной системы должны исключать передачу недопустимой нагрузки от этих агрегатов на присоединенные трубопроводы.

#### **Параграф 4. Топливные фильтры**

1548. Перед основным насосом каждого двигателя должен быть предусмотрен фильтр с тонкостью очистки, соответствующей Руководству по технической эксплуатации. Дополнительный фильтр с тонкостью очистки 100 мк должен устанавливаться перед магистральными насосами подкачки нецентробежного типа. Осмотр и замена фильтрующих элементов не должны требовать слива топлива из баков.

1549. В фильтрах или в системе должен быть установлен перепускной клапан, сохраняющий расход топлива в случаях замерзания и засорения фильтрующего элемента. Фильтры тонкой очистки должны оборудоваться сигнализаторами максимально допустимого перепада давления.

1550. Фильтрующая поверхность должна быть достаточных размеров для сохранения работоспособности фильтров в течение сроков, предусмотренных Регламентом технического обслуживания для осмотров и очистки фильтров.

## **Параграф 5. Система дренажа топливных баков**

1551. Система дренажа баков должна обеспечивать:

1) поддержание в них давления, необходимого для нормальной работы топливной системы и допустимого по условиям прочности, при всех режимах и условиях полета (в том числе при аварийном сливе топлива и при экстренном снижении ВС с остатком топлива, равным резервному запасу), а также при заправке и сливе топлива на земле;

2) отсутствие выброса топлива через дренаж, как в полете, так и на земле (небольшие выплески топлива допускаются лишь при действии знакопеременных ускорений).

1552. Прокладка трубопроводов и вывод дренажа в атмосферу должны выполняться так, чтобы пыль, лед или снег не могли попадать, скапливаться и прекращать сообщение топливных баков с атмосферой.

## **Параграф 6. Система аварийного слива топлива**

1553. Если расчетная взлетная масса ВС превышает допустимую расчетную посадочную массу, установленную в соответствии с рекомендациями, то ВС должен иметь систему аварийного слива топлива в полете, обеспечивающую снижение его веса до допустимого посадочного. Аварийный слив требуемого количества топлива должен обеспечиваться в течение:

1) не более 7 минут при сливе до 10000 литров;

2) не более 12 минут при сливе до 20000 литров;

3) не более 15 минут при сливе до 30000 литров;

4) при сливе более 30000 литров топлива скорость слива должна быть более 2000 л/мин.

1554. Конструктивное выполнение системы аварийного слива должно быть таким, чтобы:

1) нельзя было в любом случае слить топливо из баков, используемых для питания двигателей при посадке ВС, ниже уровня резервного остатка топлива;

2) в любой момент можно было прекратить аварийный слив;

3) выполнение слива топлива не оказывало отрицательного влияния на управление ВС.

1555. Если пользование аварийным сливом топлива недопустимо при выпущенных закрылках или шасси, рядом с управлением аварийным сливом должен размещаться соответствующий указатель для предупреждения экипажа.

## **Параграф 7. Дополнительные требования к системе подачи топлива в двигатель вспомогательной силовой установки**



1556. Подача топлива к двигателю вспомогательной силовой установки должна осуществляться из бака, в котором размещается резервный остаток топлива, если не предусмотрены специальные средства, обеспечивающие подачу топлива из другого бака до конца полета.

1557. Подача топлива из бака должна производиться, как правило, с помощью отдельного бакового электроприводного насоса, который при обесточивании основных электроцепей ВС должен автоматически переключаться на аварийный источник электроснабжения.

1558. В магистрали подачи топлива между баком и пожарной перегородкой отсека вспомогательной силовой установки должен быть установлен противопожарный кран, отвечающий требованиям.

1559. Установленный перед насосом высокого давления топлива фильтр должен отвечать требованиям настоящих Норм.

## **Параграф 8. Контроль за работой топливной системы**

1560. На ВС должна быть установлена система измерения и контроля, обеспечивающая надежный, удобный и непрерывный контроль за очередностью выработки, количеством топлива в баках (группах баков) и суммарным количеством топлива на каждый двигатель (группу двигателей) или на ВС как при автоматическом, так и при ручном управлении выработкой топлива при помощи приборов. Должна иметься сигнализация отказа автоматики управления выработкой.

1561. Установленная на ВС система измерения количества топлива должна обеспечивать контроль сигнализируемого резервного остатка топлива с погрешностью, не превышающей + 2 % от установленной величины резервного остатка топлива, а остального количества - с погрешностью, не превышающей + 4 % от номинальных значений шкал индикаторов (индикатора) системы измерения.

В случае наличия погрешностей, превышающих установленные настоящим пунктом, величина резервного остатка топлива должна включать дополнительный запас топлива, учитывающий превышение норм погрешности.

1562. Если установлен магистральный расходомер топлива, то должна быть предусмотрена возможность протекания топлива через отказавший расходомер без увеличения гидравлического сопротивления, приводящего к уменьшению давления в системе ниже разрешенной величины.

1563. Работу насосов подкачки и перекачки топлива следует контролировать сигнализаторами. Выработку топлива из дополнительных баков можно контролировать сигнализатором, срабатывающим при опорожнении баков.

## **Параграф 9. Испытания топливной системы**

1564. С целью определения соответствия технических и эксплуатационных характеристик топливной системы на ВС требованиям настоящих Норм должны быть проведены стендовые, а также наземные и летные испытания.

При испытаниях определяются:

1) обеспеченность питания двигателей топливом в условиях нормального функционирования топливной системы;

2) обеспеченность заданной последовательности и полноты выработки топлива из баков;

3) обеспеченность питания двигателей топливом: при подаче топлива через магистраль перекрестного питания; при неработающих баковых насосах подкачки и перекачки;

4) работоспособность элементов системы сигнализации и контроля за работой топливной системы;

5) влияние отказа или неисправности в системе подачи топлива в один из двигателей на обеспеченность питания топливом остальных двигателей;

6) емкость топливных баков, работоспособность и точность топливомеров и расходомеров;

7) работоспособность системы при предельных значениях температуры и упругости паров топлива;

8) характеристики перекачки или перетекания топлива из баков в другие баки;

9) характеристики системы централизованной заправки баков топливом;

10) характеристики системы аварийного слива топлива в полете;

11) характеристики системы дренажа топливных баков;

12) обеспеченность слива отстоя из топливных баков;

13) прочностные характеристики (герметичность, статическая и динамическая прочность, выносливость, циклическая долговечность) топливных баков, трубопроводов и арматуры для всех ожидаемых условий эксплуатации;

14) влияние воды, выделившейся в полете из топлива, на работу топливной системы и достаточность средств защиты топливных фильтров от обледенения.

## **Параграф 10. Масляная система**

1565. Масляная система силовой установки должна обеспечивать надежную подачу масла в двигатель и его откачку с допустимыми давлениями и температурами в ожидаемых условиях эксплуатации ВС, как на земле, так и в полете на всех режимах работы двигателя.

1566. При установке масляного бака на ВС каждый двигатель силовой установки ВС должен иметь самостоятельную масляную систему со своим баком, удовлетворяющим требованиям.

1567. Система должна обеспечивать нормальный запуск двигателя.

1568. Масляный бак должен отвечать требованиям, а при установке его в пожароопасном отсеке требованиям Руководства по технической эксплуатации.

1569. Заливная горловина бака должна быть легкодоступна при наземном обслуживании, исключать скопление в ней остатков масла после заправки, не должна выступать за обшивку ВС (капота мотогондолы).

1570. Трубопроводы и арматура, установленные на ВС, должны удовлетворять требованиям, а установленные на двигателе - требованиям Руководства по технической эксплуатации.

1571. Места вывода дренажного трубопровода из масляного бака и трубопровода системы суфлирования двигателя должны быть безопасны в пожарном отношении.

1572. Сливные краны должны быть расположены в нижних точках системы, иметь доступ и должны исключать загрязнение маслом поверхностей ВС (гондолы) при сливе

1573. Теплообменники вместе с элементами крепления должны выдерживать без повреждений и изменения геометрических размеров вибрационные и инерционные нагрузки, а также температуры и давления рабочих жидкостей, которые могут возникать в ожидаемых условиях эксплуатации.

1574. Воздушно-масляные теплообменники должны располагаться в туннелях. Туннели в местах стыка с теплообменником и прохода элементов управления заслонкой продува должны быть герметизированы. Вблизи входа воздуха в туннели теплообменника не должны располагаться выходы охлаждающего воздуха мотогондолы, из которых в случае пожара пламя, выходящее из них, может попадать непосредственно на вход в туннель теплообменника.

1575. Для фильтров, предназначенных для очистки масла, поступающего в двигателя, и установленных на капоте мотогондолы должны иметься легкоъемные лючки или должны быть обеспечены другие условия доступа к фильтру для его осмотра и смены фильтрующего элемента.

1576. Масляная система вспомогательной силовой установки должна удовлетворять требованиям Руководства по технической эксплуатации.

## **Параграф 11. Испытания масляной системы**

1577. С целью определения соответствия технических и эксплуатационных характеристик масляной системы требованиям Руководства по технической эксплуатации должны быть проведены наземные и летные испытания на ВС.

Испытания должны включать проверку:

1) обеспеченности подачи масла в двигатель и его откачки с допустимыми давлениями и температурами, в том числе при минимальном и максимальном

количестве масла в баке, допустимых по Руководству по технической эксплуатации, на всех режимах, как на земле, так и в полете, на всех высотах (высотность маслосистемы) согласно Руководства по летной эксплуатации;

2) достаточности объема масляного бака и запаса масла в нем для выполнения полета максимальной продолжительности и дальности и соответствия расходов масла техническим условиям на двигатель;

3) отсутствия выброса или повышенного расхода масла через систему суфлирования;

4) обеспеченности работы при запусках двигателя в условиях отрицательных температур;

5) перетекания масла из бака в двигатель;

6) работоспособности дренажной системы бака при максимально допустимом количестве масла в баке;

7) работоспособности элементов сигнализации и контроля за работой масляной системы;

8) достаточности неприкосновенного запаса масла в баке для флюгирования лопастей воздушного винта;

9) влияния наличия воздуха в маслосистеме на работу системы управления воздушным винтом.

## **Параграф 12. Система охлаждения и вентиляции**

1578. Система охлаждения и вентиляции должна обеспечивать поддержание температуры элементов силовой установки и вспомогательной силовой установки в установленных эксплуатационной документацией пределах для всех ожидаемых условий эксплуатации ВС.

1579. Температура воздуха в каналах систем охлаждения и вентиляции не должна превышать величины, обеспечивающей охлаждение элементов конструкции мотогондол, внешних корпусов и агрегатов двигателя согласно техническим требованиям изготовителя двигателя и агрегатов. При проектировании системы охлаждения силовой установки должны быть учтены требования противопожарной защиты.

1580. Система охлаждения и вентиляции вспомогательной силовой установки должна иметь устройства, обеспечивающие создание необходимых температурных условий для запуска вспомогательного газотурбинного двигателя в полете.

1581. На ВС рекомендуется контролировать температуру охлаждающего воздуха, выходящего из каналов, или температуру узлов, агрегатов (в характерных точках), расположенных в наиболее нагреваемых зонах силовой установки и вспомогательной силовой установки.

### **Параграф 13. Испытания системы охлаждения и вентиляции**

1582. Соответствие системы охлаждения и вентиляции предъявляемым к ней требованиям должно проверяться испытаниями на земле и в полете на ВС на всех эксплуатационных режимах. В результате испытаний должны быть определены режимы силовой установки и вспомогательной силовой установки и полета ВС, при которых создаются наиболее теплонпряженные режимы для элементов конструкции и агрегатов силовой установки.

1583. При испытаниях должны быть проверены температурные условия вспомогательной силовой установки при неработающем вспомогательном газотурбинном двигателе на режимах и высотах полета, где осуществляется его запуск, и оценено их соответствие Руководству по технической эксплуатации на вспомогательном газотурбинном двигателе.

Должно быть определено время, в течение которого сохраняются температурные условия в вспомогательной силовой установке для нормального запуска вспомогательного газотурбинного двигателя в случае отказа системы, обеспечивающей необходимые температурные условия.

### **Глава 21. Нормы летной годности и минимально летно-технические требованиям к беспилотным авиационным системам**

**Сноска. Нормы дополнены главой 21 в соответствии с приказом и.о. Министра транспорта РК от 09.01.2024 № 15 (вводится в действие по истечении десяти календарных дней после дня его первого официального опубликования).**

1584. Настоящая глава распространяется на беспилотное воздушное судно и его компоненты в составе беспилотной авиационной системы, определяет минимально летно-технические требования к беспилотным авиационным системам с максимальной взлетной массой до 750 кг для выдачи сертификата соответствия беспилотной авиационной системы и нормы летной годности необходимые для выдачи сертификата летной годности беспилотной авиационной системы.

1585. Минимальные летно-технические требования к беспилотным авиационным системам с беспилотным воздушным судном с максимальной взлетной массой до 750 кг требуемые для выдачи сертификата соответствия определены в приложении 1 к настоящим нормам летной годности.

1586. Нормы летной годности беспилотных авиационных систем с беспилотным воздушным судном с максимальной взлетной массой от 750 кг определены в приложении 2 к настоящим нормам летной годности.

## **Минимальные летно-технические требования к беспилотным авиационным системам с беспилотным воздушным судном с максимальной взлетной массой до 750 кг**

**Сноска. Приказ дополнен приложением 1 в соответствии с приказом и.о. Министра транспорта РК от 09.01.2024 № 15 (вводится в действие по истечении десяти календарных дней после дня его первого официального опубликования).**

### **Глава 1. Общие положения**

1. Настоящее приложение к Нормам устанавливает состав и общие летно-технические требования к беспилотным авиационным системам (далее - БАС) и их компонентам при разработке, производстве, сертификации и эксплуатации на территории Республики Казахстан.

В зависимости от максимальной взлетной массы (далее - МТОМ) беспилотного воздушного судна (далее - БВС), беспилотные авиационные системы подразделены на 5 категорий в соответствии с требованиями приложения 1 к Правилам использования беспилотных авиационных систем в воздушном пространстве Республики Казахстан, утвержденные приказом исполняющего обязанности Министра индустрии и инфраструктурного развития Республики Казахстан от 31 декабря 2020 года № 706 "Об утверждении Правил использования беспилотных авиационных систем в воздушном пространстве Республики Казахстан" (зарегистрирован в Реестре государственной регистрации нормативных правовых актов за № 22031) (далее – Правила БАС) и имеют соответствующий классификатор.

### **Глава 2. Состав и летно-технические требования к БАС с весовым диапазоном БВС до 0,25 кг (классификатор МТОМ "0")**

2. Литий-ионная Li-ion (или литий-полимерная LiPo) полетная аккумуляторная батарея (далее - АКБ) емкостью не менее 1500 мАч. Зарядное устройство аккумуляторной батареи является частью БАС.

Зарядное устройство имеет индикаторы неисправности и состояния зарядки. БАС обеспечивает предоставление оператору БАС четкое предупреждение, когда заряд батареи беспилотного воздушного судна или его органа управления достигает низкого уровня, менее 15%, чтобы у оператора БАС было достаточно времени для безопасной посадки БВС.

3. Максимальная скорость  $V_{max}$  (горизонтальная) не более 20 м/с определяемая согласно эксплуатационной документации производителя БАС.

4. Фюзеляж и пропеллеры БВС изготавливаются из пластика либо из композитных материалов (углеволокно). С целью минимизирования травмирования людей во время эксплуатации исключается наличие острых кромок.

5. БВС обеспечивает безопасную управляемость с точки зрения устойчивости, маневренности и работы канала передачи данных, во всех предполагаемых условиях эксплуатации, обозначенных производителем БАС в эксплуатационной документации.

6. БВС питается от электричества и имеет номинальное напряжение, не превышающее 24В постоянного тока или эквивалентное напряжение переменного тока.

7. БАС включает в себя канал постоянного контроля и управления при выполнении полета БВС со следующими функциями:

1) передача команд оператора БАС от пульта дистанционного пилотирования (далее - ПДП) к БВС (команды управления БВС и полезной нагрузкой, изменения полетного задания);

2) передача данных о состоянии БВС на ПДП (параметры полета, состояние различных узлов и агрегатов, подтверждение принятой от пункта управления информации, данные с полезной нагрузки).

Канал контроля и управления защищается таким образом, чтобы устранить электромагнитную уязвимость, обеспечивая заданное соотношение уровней сигнала контроля и управления/помеха.

Пульт дистанционного пилотирования БВС обеспечивает интуитивно понятный интерфейс для уменьшения возможности совершения ошибки управления оператором БАС. Согласно эксплуатационной документации производителя БАС пульт управления обеспечивает работу на частоте 2,4 ГГц и/или 5,8 ГГц, стабильную работу при установленных производителем температурах, имеет функции отображения текущего заряда аккумулятора ПДП и оповещения о низком уровне заряда менее 15%; При наличии дисплея на ПДП, дисплей обеспечивает яркость до 1000 кд/м<sup>2</sup>, показывая четкие детали даже под прямыми солнечными лучами. При наличии держателя для мобильного телефона, ПДП обеспечивает возможность регулировки под габариты мобильного телефона и его надежного закрепления.

Программное обеспечение (далее - ПО), интегрируемое в БАС, соответствует назначению и поставляется производителем БАС. Обновление ПО производится своевременно по мере его выхода и в соответствии с инструкцией производителя. Не допускается внесение изменения в программное обеспечение не предусмотренного производителем БАС.

8. Электрический бесколлекторный двигатель, исключает создание неприемлемых опасностей и устанавливается таким образом, чтобы исключить недопустимые вибрации любой части двигателя и БВС, стабильно работает при установленном производителем диапазоне температур, а также в условиях осадков и порывов ветра.

**Глава 3. Состав и летно-технические требования к БАС с весовым диапазоном БВС от 0,25 кг до 1,5 кг (классификатор МТОМ "1")**

9. Li-ion (или LiPo) полетная АКБ емкостью не менее 2000 мАч. Зарядное устройство аккумуляторной батареи является частью БАС.

Зарядное устройство имеет индикаторы неисправности и состояния зарядки. БАС обеспечивает предоставление оператору БАС четкое предупреждение, когда заряд батареи БВС или его ПДП достигает низкого уровня, менее 15 %, чтобы у оператора БАС было достаточно времени для безопасной посадки БВС. Производитель либо эксплуатант предоставляет либо разрабатывает на основе инструкций производителя процедуры по обслуживанию и заряду Li-ion (или LiPo) полетной АКБ, а также условия хранения и утилизации АКБ.

10. Максимальная скорость  $V_{max}$  (горизонтальная) не более 25 м/с, определяемая согласно эксплуатационной документации производителя БАС.

11. Фюзеляж и пропеллеры БВС изготавливаются из пластика либо из композитных материалов (углеволокно). С целью минимизирования травмирования людей во время эксплуатации исключается наличие острых кромок.

Для БАС с типом конструкции БВС "А" фиксированное крыло (А1) и типом конструкции БВС гибрид "Х" (Х1): длина размаха крыла - не превышает 3м;

Для БАС с типом конструкции БВС вертолетный "Н" (Н1): диаметр лопастей несущего винта - не превышает 3м;

Для БАС с типом конструкции БВС мультиротор "М" (М1): максимальное расстояние между кончиками двух противоположных пропеллеров - не превышает 3м.

12. БВС обеспечивает безопасную управляемость с точки зрения устойчивости, маневренности и работы канала передачи данных, во всех предполагаемых условиях эксплуатации, обозначенных производителем БАС в эксплуатационной документации.

13. БВС питается от электричества и имеет номинальное напряжение, не превышающее 24В постоянного тока или эквивалентное напряжение переменного тока.

14. БАС включает в себя канал постоянного контроля и управления при выполнении полета БВС со следующими функциями:

1) передача команд оператора БАС от ПДП к БВС (команды управления БВС и полезной нагрузкой, изменения полетного задания);

2) передача данных о состоянии БВС на ПДП (параметры полета, состояние различных узлов и агрегатов, подтверждение принятой от ПДП, данные с полезной нагрузки).

15. БАС иметь следующие режимы полета:

1) ручной режим. В ручном режиме управления оператор БАС, оценивая обстановку, с помощью командных рычагов через ПДП регулирует органы управления (рули, органы управления двигателем), удерживая их в нужном положении для стабильного полета, тем самым лишая БВС автономности;

2) полуавтоматический режим. Полет в полуавтоматическом режиме с корректировкой действий внешним оператором по каналу управления и возможностью



стабилизации горизонтального полета БВС собственной системой автоматического управления/автопилотом для недопущения потенциально опасных параметров движения БВС;

3) автоматический режим или "полет по траектории (по заданным точкам)" регулирует БВС при обычной крейсерской скорости, и при этом постоянно обеспечивается возможность переключения в ручной режим во время взлета и посадки.

Архитектура канала управления гарантирует, что никакой единичный отказ в работе аппаратуры канала не сможет привести к возникновению опасного или более серьезного события. Для повышения надежности радиосвязи допускается использование нескольких каналов одновременно, применяя разные диапазоны и архитектуры.

Канал контроля и управления обеспечивается защитой от электромагнитных помех, вызванных различными причинами.

Канал контроля и управления защищается таким образом, чтобы устранить электромагнитную уязвимость, обеспечивая заданное соотношение уровней сигнала контроля и управления или помех.

Электронное оборудование и электропроводка устанавливаются таким образом, чтобы его функционирование не оказывало отрицательного влияния на одновременно работающее любое другое радио- или электронное устройство или систему устройств.

Канал контроля и управления проектируется таким образом, чтобы обеспечивать защиту от электростатической опасности, ударов молний и помех.

В случае вероятного отказа канала контроля и управления в руководстве пользователя или руководстве по эксплуатации БАС следует определять процедуры безопасного завершения полета таким образом, чтобы уменьшить воздействие на третьих лиц в воздухе или на земле. Действия при отказе канала контроля и управления включают в себя автономный процесс выполнения попыток повторного восстановления связи, с тем чтобы восстановить канал для контроля и управления в течение достаточно короткого промежутка времени. Следует предусматривать предупреждение для оператора БАС в форме ясного и четкого звукового и визуального сигнала в случае полного отказа канала контроля и управления.

Если режим возврата или режим завершения полета включаются при достижении определенного сочетания параметров полета, то это указывается в Руководстве по эксплуатации или Руководстве пользователя.

16. БВС обладает необходимой механической прочностью и устойчивостью выдерживать нагрузки, которым он подвергается во время использования, без поломки или деформации, которые могут помешать его безопасному полету.

БВС проектируется и изготавливается таким образом, чтобы все крепежные элементы оставались надежными в диапазоне эксплуатационных условий полета. В конструкции БАС следует использовать материалы, обладающие прочностью,

коррозионной стойкостью и долговечностью, соответствующие условиям применения. Расчетные свойства прочности материала основываются на результатах анализа или испытаний, или и того, и другого, определенных производителем, которые подтверждают достижение этих расчетных свойств. Документация по анализу и/или испытаниям, записывается и доступна у производителя, либо у поставщика. БВС и системы, необходимые для продолжения безопасного полета, проектируются и изготавливаются таким образом, чтобы выдерживать полетные нагрузки, которые, согласно прогнозам анализа или летных испытаний, будут возникать по всей предполагаемой зоне полета, включая атмосферные порывы или нагрузки при уклонении от маневрирования, или и то и другое. БВС и системы, необходимые для продолжения безопасного полета, проектируются и изготавливаются таким образом, чтобы выдерживать нормальные ударные нагрузки при посадке без повреждений, которые могли бы повлиять на безопасность последующих полетов.

17. Электрический бесколлекторный двигатель не создает неприемлемых опасностей и устанавливается таким образом, чтобы исключить недопустимые вибрации любой части двигателя и БВС, стабильно работать при установленном производителем диапазоне температур, в условиях осадков и порывов ветра.

18. Техническое обслуживание (далее - ТО) включает в себя предполетный и послеполетный осмотры БАС в соответствии с требованиями Руководства по эксплуатации, регламентное и не регламентное ТО (при необходимости), проверку систем, замену и обновление программного обеспечения БАС и его компонентов, необходимых для обеспечения безопасности полета. При наличии требований производителя БАС по периодическому техническому обслуживанию/замене отдельных агрегатов, то производитель БАС может предоставить эксплуатанту программу/регламент технического обслуживания БАС либо эксплуатант может разработать данный документ самостоятельно на основании инструкций производителя

#### **Глава 4. Состав и летно-технические требования к БАС с весовым диапазоном БВС от 1,5 кг до 25 кг (классификатор МТОМ "2")**

19. Li-ion (или LiPo) полетная АКБ емкостью не менее 3000 мАч. Батарея обеспечивает необходимое напряжение и ток, требуемые для двигателя и электрооборудования на протяжении всего эксплуатационного периода. Зарядное устройство аккумуляторной батареи является частью БАС. Зарядное устройство имеет индикаторы неисправности и состояния зарядки. БАС обеспечивает предоставление оператору БАС четкое предупреждение, когда заряд батареи БВС или его органа управления достигает низкого уровня, менее 15 %, чтобы у оператора БАС было достаточно времени для безопасной посадки БВС.

Производитель предоставляет либо эксплуатант разрабатывает на основе инструкций производителя процедуры по обслуживанию и заряду Li-ion (или LiPo) полетной АКБ, а также условия хранения и утилизации АКБ.

20. Максимальная скорость  $V_{max}$  (горизонтальная) не более 40 м/с, определяемая согласно эксплуатационной документации производителя БАС.

21. Фюзеляж и пропеллеры БВС изготавливаются из пластика либо из композитных материалов (углеволокно). С целью минимизирования травмирования людей во время эксплуатации исключается наличие острых кромок. На БВС с классификатором M2, X2 могут устанавливаться защитные кожухи на пропеллеры.

Конструкция пропеллеров и лопастей минимизирует возможность возникновения их небезопасного состояния между капитальными ремонтами или их плановой заменой, сроки которых указываются производителем. В случае если производителем не указаны сроки капитального ремонта или плановой замены пропеллеров/лопастей несущего винта, то следует заменять их по состоянию (on-condition). Последствия циклических нагрузок, окружающей среды и эксплуатации не допускают снижение целостности пропеллеров/лопастей и фюзеляжа ниже приемлемых уровней, указанных производителем.

Конструкции, в которых используются открытые, жесткие острые структурные объекты, сводятся к минимуму.

Для тех систем, которые имеют компоненты, способные нанести травму в результате неправильного использования или неправильного обращения, в Руководстве по эксплуатации следует добавить предупреждение/предостережение, предупреждающее эксплуатанта о рисках.

БВС проектируется и строится таким образом, чтобы минимизировать вероятность пожара, взрыва или выброса опасных химических веществ, материалов и горючих жидкостей или газов или их комбинации в полете или в случае крушения, жесткой посадки или неправильного наземного обслуживания.

Предусматриваются возможности для обеспечения тщательного обслуживания каждого элемента конструкции БВС и его компонентов, для которых требуется:

периодический контроль;

регулировка для правильной установки и функционирования;

смазка;

сборка и разборка составных частей конструкции.

22. БВС обеспечивает безопасную управляемость с точки зрения устойчивости, маневренности и работы канала передачи данных, во всех предполагаемых условиях эксплуатации, включая ситуацию после отказа/неисправности одной или нескольких систем. Производитель (изготовитель) БАС или его уполномоченное лицо по запросу уполномоченной организации в сфере гражданской авиации предоставляет результаты заводских испытаний и протокол летных испытаний БВС.

БВС проектируется таким образом, чтобы, не превышая ограничений области полетных режимов, был невозможен ввод в режим штопора за счет инерциальных сил.

БАС с классификатором M2, H2, X2 может оснащаться режимом низкой скорости, выбираемым оператором БАС и ограничивающим скорость движения горизонтально земли не более 5 м/с.

БАС с классификатором A2 обладает эксплуатационными способностями безопасно снижаться со своей рабочей высоты до "безопасной высоты" и иметь скорость снижения не менее 2,5 м/с. БАС проектируется таким образом, чтобы БВС оставалось управляемым и предсказуемым или способным выполнять безопасный маневр восстановления в случае асимметричного разворачивания любой отдельной, нормальной поверхности управления, а также устройств, обеспечивающих большой подъем/тягу (закрылки, спойлеры, флапероны и тому подобное).

23. БВС питается от электричества и имеет номинальное напряжение не более 48 В постоянного тока или эквивалентное напряжение переменного тока. Если представлено иное сочетание генерируемого напряжения и тока, с помощью анализа, испытаний или обоих способов демонстрируется, что данные значения безопасны для эксплуатации БАС. На внешних элементах конструкции и оборудования БВС предусматриваются соответствующие средства защиты (электростатические разрядники, токопроводящие покрытия), обеспечивающие при электризации БВС работу функциональных систем без возникновения особых ситуаций.

24. БАС включает в себя канал контроля и управления БВС со следующими функциями:

1) передача команд оператора БАС от ПДП к БВС (команды управления БВС и полезной нагрузкой, изменения полетного задания);

2) передача данных о состоянии БВС на ПДП (параметры полета, состояние различных узлов и агрегатов, подтверждение принятой от пункта управления информации, данные с полезной нагрузки).

25. БАС может иметь следующие режимы полета:

1) ручной режим управления, при котором оператор БАС, оценивая обстановку, с помощью командных рычагов через пульт управления регулирует органы управления (рули, органы управления двигателем), удерживая их в нужном положении для стабильного полета, тем самым лишая БВС автономности;

2) полуавтоматический режим полета с корректировкой действий внешним оператором по каналу управления и возможностью стабилизации горизонтального полета БВС собственной системой автоматического управления/автопилотом для недопущения потенциально опасных параметров движения БВС.

Не допускается использовать полностью автономный режим полета.

Архитектурой канала управления гарантируется, что никакой единичный отказ в работе аппаратуры канала не сможет привести к возникновению опасного или более

серьезного события. Для повышения надежности радиосвязи допускается использование нескольких каналов одновременно, применяя разные диапазоны и архитектуры.

Канал контроля и управления защищается от электромагнитных помех, вызванных различными причинами.

Канал контроля и управления защищается таким образом, чтобы устранить электромагнитную уязвимость, обеспечивая заданное соотношение уровней сигнала контроля и управления / помеха.

Электронное оборудование и электропроводка устанавливаются таким образом, чтобы его функционирование не оказывало отрицательного влияния на одновременно работающее любое другое радио- или электронное устройство или систему устройств.

Канал контроля и управления проектируется таким образом, чтобы обеспечивать защиту от электростатической опасности, ударов молний и помех.

В случае вероятного отказа канала контроля и управления в Руководстве пользователя или Руководстве по эксплуатации БАС следует определять процедуры безопасного завершения полета таким образом, чтобы уменьшить воздействие на третьих лиц в воздухе или на земле. Действия при отказе канала контроля и управления включают в себя автономный процесс попыток повторного восстановления связи, с тем чтобы восстановить канал для контроля и управления в течение достаточно короткого промежутка времени. Следует предусматривать предупреждение для оператора БАС в форме ясного и четкого звукового и визуального сигнала в случае полного отказа канала контроля и управления.

Если режим возврата или режим завершения полета включаются при достижении определенного сочетания параметров полета, то это указывается в Руководстве пользователя или Руководстве по эксплуатации. Система, реализующая функции режима возврата и завершения полета, защищается от помех, приводящих к несанкционированным изменениям траектории полета, любым из доступных методов модуляции такими как:

DSSS (Direct Sequence Spread Spectrum, расширение спектра прямой последовательностью) - определяет работу устройств в диапазоне радиочастот по радиоканалам с широкополосной модуляцией с прямым расширением спектра методами прямой псевдослучайной последовательности;

OFDM (Orthogonal Frequency Division Multiplexing) ортогональное мультиплексирование с разделением частот) – определяет работу устройств в диапазоне радиочастот по радиоканалам с использованием подканалов с разными частотами;

FHSS (Frequency Hopping Spread Spectrum) расширение спектра за счет скачкообразного изменения частоты) – определяет работу устройств в диапазоне

радиочастот по радиоканалам с широкополосной модуляцией со скачкообразной перестройкой частоты псевдослучайными методами;

РВСС (Packet Binary Convolutional Coding, двоичное пакетное свёрточное кодирование) – метод двоичного пакетного свёрточного кодирования;

ССК (Complementary Code Keying) кодирование с помощью комплементарных кодов) – способ дополнительного кодирования битов передаваемой информации,

могут применяться и другие методы в соответствии с выбором производителя БАС.

Если БАС имеет функцию, ограничивающую ее доступ к определенным областям или объемам воздушного пространства, эта функция работает таким образом, чтобы бесперебойно взаимодействовать с системой управления полетом БВС, не оказывая отрицательного влияния на безопасность полета. Кроме того, оператору БАС предоставляется четкая информация, когда эта функция препятствует входу БВС в эти зоны или объемы воздушного пространства.

БАС оснащается каналом передачи данных, защищенным от несанкционированного доступа к командным и управляющим функциям и в случае потери канала передачи данных имеет надежный и предсказуемый метод восстановить его или прекратить полет БВС таким образом, чтобы уменьшить воздействие на третьи стороны в воздухе или на земле, либо имеет автоматический режим возврата в точку вылета. Конструкция БАС обеспечивает чтобы время, необходимое между командой, поданной оператором БАС и выполнения ее БВС не превышало 5 секунд.

26. БВС обладает необходимой механической прочностью и устойчивостью выдерживать нагрузки, которым оно подвергается во время использования, без поломки или деформации, которые могут помешать его безопасному полету. Учитываются все сочетания нагрузок, которые разумно ожидаются в пределах и значительно за пределами веса, диапазона центра тяжести, рабочего диапазона и срока службы воздушного судна. К ним относятся нагрузки от порывов ветра, маневров, герметизации, подвижных поверхностей, систем управления и движения как в полете, так и на земле.

Прочностные свойства используемого материала основываются на достаточном количестве испытаний, проводимые производителем, для установления расчетных значений на статистической основе. Расчетные значения выбираются таким образом, чтобы свести к минимуму вероятность разрушения конструкции из-за изменчивости материала.

Каждая часть конструкции надлежащим образом защищается от ухудшения или потери прочности в процессе эксплуатации по любой причине, включая выветривание, коррозию, истирание и имеет надлежащие условия для вентиляции и дренажа.

Каждая часть конструкции, выход из строя которой может привести к потере БВС, идентифицирована и обладает прочностными характеристиками для обеспечения надлежащего срока службы.

27. Электрический двигатель, который не создает неприемлемых опасностей, и проектируется, изготавливается и устанавливается на БВС таким образом, чтобы недопустимые вибрации любой части двигателя и конструкции БВС были исключены.

Двигатель гарантирует стабильную работу при низких температурах, в условиях дождя и порывов ветра. Учитывая влияние температуры наружного воздуха на свойства полетной АКБ, необходимо обеспечение еѸ эффективного охлаждения при высоких температурах и подогрева при низких, обеспечивая требуемую температуру не ниже +15<sup>0</sup>С для исключения ошибок системы управления полетом. Конструкция и дизайн двигателя обеспечивают необходимое охлаждение в условиях, в которых предполагается эксплуатировать БВС.

Пригодность и долговечность материалов, используемых в двигателе, устанавливаются на основе опыта или испытаний во время его производства и соответствуют техническим условиям, обеспечивающим их прочность и другие свойства, предполагаемые в расчетных данных производителя.

Конструкция и дизайн двигателя минимизируют вероятность возникновения небезопасного состояния двигателя между капитальными ремонтами, периодичность которых устанавливается производителем.

Последствия циклических нагрузок, ухудшения окружающей среды и эксплуатации, вероятных последующих отказов деталей исключает снижение целостности двигателя ниже приемлемого уровня, установленного производителем.

Обслуживание и мелкий ремонт двигателя возможно производить на базе эксплуатанта при наличии собственного инженерно-технического персонала с соответствующей квалификацией. Капитальный ремонт следует производить в рамках завода-изготовителя либо собственными силами эксплуатанта с согласования завода-изготовителя.

Двигатель внутреннего сгорания (далее - ДВС) устанавливается таким образом, чтобы были исключены недопустимые вибрации любой части двигателя и БВС. Подсоединение винтов и систем приводов винта к двигателю исключает возникновение вибрационных напряжений, превышающих установленные пределы производителем, в главных вращающихся частях двигателя. Ни одна часть системы привода не подвергается вибрационным напряжениям, превышающим пределы, установленные производителем.

Двигатель имеет независимую масляную систему, обеспечивающую питание его необходимым количеством масла с температурой, не превышающей допустимую для непрерывной безопасной эксплуатации. Предусматривается возможность легко проверить уровень масла, не снимая любой части обтекателя (за исключением крышек масляного бака) и не используя какие-либо инструменты.

Топливная система конструируется и выполняется таким образом, чтобы обеспечивать подачу топлива с расходом и давлением, установленными для обеспечения нормальной работы двигателя во всех ожидаемых условиях эксплуатации и предусматривает предотвращение попадания воздуха в систему. Производитель обеспечивает эксплуатанта БАС всей необходимой эксплуатационной документацией для безопасного использования и обслуживания двигателя и его подсистем.

Конструкция системы зажигания двигателя обеспечивает ее нормальную работу при:

неработающем генераторе;

полной разрядке аккумулятора и работе генератора на нормальных эксплуатационных частотах вращения;

полной разрядке аккумулятора и работе генератора на частотах вращения холостого хода при наличии только одного аккумулятора.

Необходимо предусматривать средства сигнализации оператору БАС в случае, если неисправность любой части электросистемы вызывает непрерывный разряд аккумулятора, питающего систему зажигания двигателя.

Заправочная горловина топливного бака исключает попадание пролитого топлива в отсек, где размещается топливный бак, или в любую другую часть БВС. Крышка каждой заправочной горловины обеспечивает герметичное закрытие горловины бака. Однако в крышке допускаются небольшие отверстия для вентиляции или для прохода топливомера.

28. При наличии системы дистанционной идентификации обеспечивается соответствие требованиям главы 8 Правил БАС.

29. Техническое обслуживание включает в себя предполетный и послеполетный осмотры БВС, регламентное и не регламентное ТО, проверку систем, замену и обновление программного обеспечения БАС и его компонентов, необходимых для обеспечения безопасности полета.

Эксплуатант обеспечивает обслуживание БАС и его компонентов в соответствии с инструкциями производителя. Производитель БАС может предоставить эксплуатанту программу или регламент технического обслуживания БАС либо эксплуатант разрабатывает данный документ самостоятельно на основании инструкций производителя. Не допускается внесение крупной модификации в конструкцию БАС без согласования с производителем и уполномоченной организацией в сфере гражданской авиации.

Крупная модификация – это изменение типовой конструкции, не предусмотренное техническими требованиями (спецификациями) на БВС, двигатель БВС или воздушный винт, которое может существенно повлиять на ограничения массы и центровки,



прочность конструкции, летные характеристики, работу силовой установки, эксплуатационные характеристики и другие качества, влияющие на летную годность или характеристики, связанные с окружающей средой.

Периодическое техническое обслуживание производится не более чем каждые 50 часов налета, о чем вносятся записи в бортовой журнал БАС.

Эксплуатант БАС обеспечивает хранение в течение минимум 3 лет и поддерживает в актуальном состоянии записи и информацию о работе БАС включая любые нештатные технические или эксплуатационные происшествия и другие данные.

Хранит в течение минимум 3 лет и поддерживает в актуальном состоянии записи о техническом обслуживании, проводимого на БАС. Составляет и поддерживает в актуальном состоянии список собственного инженерно-технического состава, выполняющего техническое обслуживание на БАС.

## **Глава 5. Состав и летно-технические требования к БАС с весовым диапазоном БВС от 25 кг до 750 кг (классификатор МТОМ "3")**

30. Li-ion (или LiPo) полетная АКБ емкостью не менее 5000 мАч. Зарядное устройство аккумуляторной батареи является частью БАС. Зарядное устройство имеет индикаторы неисправности и состояния зарядки. Зарядное устройство имеет индикаторы неисправности и состояния зарядки. БАС обеспечивает предоставление оператору БАС четкое предупреждение, когда заряд батареи БВС или его органа управления достигает низкого уровня, менее 20%, чтобы у оператора БАС было достаточно времени для безопасной посадки БВС. Производитель предоставляет либо эксплуатант разрабатывает на основе инструкций производителя процедуры по обслуживанию и заряду Li-ion (или LiPo) полетной АКБ, а также условия хранения и утилизации АКБ.

31. Максимальная скорость  $V_{max}$  (горизонтальная) не более 50 м/с.

32. Применяемые производителем технологические процессы стабильно обеспечивают качество изготовления конструкций. Если технологический процесс (склеивание, точечная сварка, термообработка или производство композитных материалов) требует проведение неразрушающего контроля, то неразрушающий контроль осуществляется в соответствии с утвержденными производителем технологическими картами контроля.

Фюзеляж и пропеллеры БВС могут быть изготовлены из пластика либо из композитных материалов (углеволокно) с целью минимизирования травмирования людей во время эксплуатации, исключает острые кромки и допускает установку защитных кожухов на пропеллеры.

Конструкция пропеллеров/лопастей воздушных винтов должна минимизировать возможность возникновения их небезопасного состояния между капитальными ремонтами или их плановой заменой, сроки которых указаны производителем. В

случае если производителем не указаны сроки капитального ремонта или плановой замены пропеллеров/лопастей несущего винта, то следует заменять их по состоянию (on-condition). Последствия циклических нагрузок, окружающей среды и эксплуатации не допускают снижение целостности пропеллеров и фюзеляжа ниже приемлемых уровней, указанных производителем. Предусматривается достаточный зазор между лопастями винта и другими частями конструкции для предотвращения удара лопастей о любую часть конструкции в любых ожидаемых условиях эксплуатации.

Все воздушные винты изготавливаются из неметаллических материалов.

БВС, использующие обычную посадку, шасси проектируются и изготавливаются таким образом, чтобы выдерживать нормальные ударные нагрузки при посадке без повреждения конструкции.

Конструкции, в которых используются открытые, жесткие острые структурные объекты, сводятся к минимуму.

Для тех систем, которые могут иметь компоненты, способные нанести травму в результате неправильного использования или неправильного обращения, Руководство по эксплуатации или Руководстве пользователя предусматривает предупреждение/предостережение, предупреждающее о рисках.

В Программе ТО или Регламенте ТО предусматриваются возможности для обеспечения тщательного обслуживания каждого элемента конструкции БВС и его компонентов, для которых требуется:

- периодический контроль;
- регулировка для правильной установки и функционирования;
- смазка;
- сборка и разборка составных частей конструкции.

Все съемные крепежные детали имеют не менее двух независимых контрящих устройств, если выпадение этих крепежных деталей может воспрепятствовать продолжению безопасного полета и посадке. Эти детали крепления и их контрольные устройства защищаются от неблагоприятных окружающих условий, связанных с особенностями их установки.

Металлические элементы конструкции БВС, по которым возможно протекание тока молнии, соединяются в общую массу непосредственным контактом или перемычками металлизации. При этом подвижные элементы конструкции, повреждение или функциональный отказ которых в результате воздействия нормированного тока молнии может привести к аварийной или катастрофической ситуации, имеют, по крайней мере, одну перемычку металлизации или эквивалентное ей токопроводящее устройство.

На БВС в целом, его внешних элементах конструкции и оборудования предусматриваются соответствующие средства защиты (электростатические разрядники, токопроводящие покрытия), обеспечивающие при электризации БВС работу функциональных систем без возникновения особых ситуаций.

33. БВС обеспечивает безопасную управляемость с точки зрения устойчивости, маневренности и работы канала передачи данных, во всех предполагаемых условиях эксплуатации, включая ситуацию после отказа или неисправности одной или нескольких систем. Производитель БАС по запросу уполномоченной организации в сфере гражданской авиации предоставляет результаты заводских испытаний и протокол летных испытаний БВС.

БАС с классификатором МЗ, НЗ, ХЗ оснащается режимом низкой скорости, выбираемым внешним оператором и ограничивающим скорость движения горизонтально земли не более 5 м/с.

БАС с классификатором АЗ обладает эксплуатационными способностями для безопасного снижения со своей рабочей высоты до "безопасной высоты" за менее чем за 1 минуту, или имеет скорость снижения не менее 2,5 м/с. БАС проектируется таким образом, чтобы БВС оставалось управляемым и предсказуемым или способным выполнять безопасный маневр восстановления в случае асимметричного разворачивания любой отдельной, нормальной поверхности управления, а также устройств, обеспечивающих большой подъем/тягу (закрылки на передней кромке, спойлеры, флапероны и тому подобное).

БАС включает средства, позволяющие оператору БАС прекращение полета БВС, которые имеют функцию принудительного снижения БВС и предотвращение его движения в горизонтальном перемещении. БАС обеспечивает контроль, чтобы БВС оставался в пределах применимых пространственных ограничений или, если применимо, в пределах намеченной траектории полета на всех этапах полета.

Производитель конструирует БВС таким образом, чтобы восстановление после любого отклонения от безопасного полета могло быть осуществлено с помощью одного конкретного действия, которое возвращает летательный аппарат в контролируемый полет.

34. Электрическая система проектируется и строится таким образом, чтобы:

имелись средства, позволяющие эксплуатанту определить правильность работы электрической системы, включая правильность работы любого генератора;

там, где это необходимо, установлены защитные устройства для обеспечения того, чтобы проводка не перегружалась;

электропроводка и кабели имели достаточную емкость;

ослабление соединений в диапазоне ожидаемых вибраций было предотвращено;

если предусмотрена возможность подачи внешнего электрического питания на БВС, находящегося на земле, то точки подключения надлежащим образом маркируются с учетом ограничений по току, напряжению и полярности.

35. БАС оснащается каналом передачи данных, защищенным от несанкционированного доступа к командным и управляющим функциям и в случае потери канала передачи данных иметь надежный и предсказуемый метод для БВС

восстановить его или прекратить полет таким образом, чтобы уменьшить воздействие на третьи стороны в воздухе или на земле, либо иметь автоматический режим возврата в точку вылета. Конструкция БАС обеспечивает, чтобы время, необходимое между командой, поданной оператором БАС и выполнения ее БВС не превышало 5 секунд.

36. БАС предусматривает канал контроля и управления для управления БВС со следующими функциями:

1) передача команд оператора БАС от ПДП или станции внешнего пилота (далее – СВП) к БВС (команды управления БВС и полезной нагрузкой, изменения полетного задания);

2) передача данных о состоянии БВС на ПДП или СВП (параметры полета, состояние различных узлов и агрегатов, подтверждение принятой от пункта управления информации, данные с полезной нагрузки).

37. БАС может иметь следующие режимы полета:

1) ручной режим управления, при котором оператор БАС, оценивая обстановку, с помощью командных рычагов через пульт управления регулирует органы управления (рули, органы управления двигателем), удерживая их в нужном положении для стабильного полета, тем самым лишая БВС автономности;

2) полуавтоматический режим полета с корректировкой действий внешним оператором по каналу управления и возможностью стабилизации горизонтального полета БВС собственной системой автоматического управления/автопилотом для недопущения потенциально опасных параметров движения БВС.

Не допускается использовать полностью автономный режим полета.

Архитектура канала управления гарантирует, что никакой единичный отказ в работе аппаратуры канала не сможет привести к возникновению опасного или более серьезного события. Для повышения надежности радиосвязи допускается использование нескольких каналов одновременно, применяя разные диапазоны и архитектуры.

Канал контроля и управления защищается от электромагнитных помех, вызванных различными причинами.

Канал контроля и управления защищается таким образом, чтобы устранить электромагнитную уязвимость, обеспечивая заданное производителем соотношение уровней сигнала контроля и управления / помеха.

Электронное оборудование и электропроводка устанавливаются таким образом, чтобы его функционирование не оказывало отрицательного влияния на одновременно работающее любое другое радио- или электронное устройство или систему устройств.

Канал контроля и управления проектируется таким образом, чтобы обеспечивать защиту от электростатической опасности, ударов молний и других эффектов.

В случае вероятного отказа канала контроля и управления в Руководстве по эксплуатации или Руководстве пользователя БАС следует определять процедуры

безопасного завершения полета таким образом, чтобы уменьшить воздействие на третьих лиц в воздухе или на земле. Действия при отказе канала контроля и управления, для БАС всех классификаторов, включают в себя автономный процесс попыток повторного восстановления связи, с тем чтобы восстановить канал для контроля и управления в течение достаточно короткого промежутка времени. Следует предусматривать предупреждение для оператора БАС в форме ясного и четкого звукового и визуального сигнала в случае полного отказа канала контроля и управления.

Если режим возврата или режим завершения полета включаются при достижении определенного сочетания параметров полета, то это указывается в Руководстве по эксплуатации или Руководстве пользователя БАС. Система, реализующая функции режима возврата и завершения полета, защищается от помех, приводящих к несанкционированным изменениям траектории полета, любым из доступных методов модуляции такими как:

DSSS (Direct Sequence Spread Spectrum, расширение спектра прямой последовательностью) - определяет работу устройств в диапазоне радиочастот по радиоканалам с широкополосной модуляцией с прямым расширением спектра методами прямого псевдослучайной последовательности;

OFDM (Orthogonal Frequency Division Multiplexing) ортогональное мультиплексирование с разделением частот) – определяет работу устройств в диапазоне радиочастот по радиоканалам с использованием подканалов с разными частотами;

FHSS (Frequency Hopping Spread Spectrum) расширение спектра за счет скачкообразного изменения частоты) – определяет работу устройств в диапазоне радиочастот по радиоканалам с широкополосной модуляцией со скачкообразной перестройкой частоты псевдослучайными методами;

PBCC (Packet Binary Convolutional Coding, двоичное пакетное сверточное кодирование) – метод двоичного пакетного сверточного кодирования;

ССК (Complementary Code Keying) кодирование с помощью комплементарных кодов) – способ дополнительного кодирования битов передаваемой информации,

могут применяться и другие методы в соответствии с выбором производителя БАС.

Если БАС имеет функцию, ограничивающую ее доступ к определенным областям или объемам воздушного пространства, эта функция обеспечивает работу таким образом, чтобы бесперебойно взаимодействовать с системой управления полетом БВС, не оказывая отрицательного влияния на безопасность полета. Кроме того, оператору БАС предоставляется четкая информация, когда эта функция препятствует входу БВС в эти зоны или объемы воздушного пространства.

38. БВС обладает необходимой механической прочностью и устойчивостью выдерживать нагрузки, которым он подвергается во время использования, без поломки

или деформации, которые могут помешать его безопасному полету. Учитываются все сочетания нагрузок, которые разумно ожидаются в пределах и значительно за пределами веса, диапазона центра тяжести, рабочего диапазона и срока службы воздушного судна. К ним относятся нагрузки от порывов ветра, маневров, герметизации, подвижных поверхностей, систем управления и движения как в полете, так и на земле.

Прочностные свойства используемого материала основываются на достаточном количестве испытаний, проводимые производителем, для установления расчетных значений на статистической основе. Расчетные значения выбираются таким образом, чтобы свести к минимуму вероятность разрушения конструкции из-за изменчивости материала.

Каждая часть конструкции надлежащим образом защищается от ухудшения или потери прочности в процессе эксплуатации по любой причине, включая атмосферное воздействие, коррозию, абразивный износ и иметь надлежащие условия для вентиляции и дренажа (при наличии топливных баков на БВС).

Каждая часть конструкции, выход из строя которой может привести к потере БВС, предусматривает идентифицирование и обладает прочностными характеристиками для обеспечения надлежащего срока службы, установленного производителем.

БВС проектируется и изготавливается таким образом, чтобы все крепежные элементы оставались надежными в диапазоне эксплуатационных и экологических условий полета. В конструкции БАС следует использовать материалы, обладающие прочностью, коррозионной стойкостью и долговечностью, соответствующими применению. Расчетные свойства прочности материала основываются на результатах анализа и/или испытаний, определенных производителем, которые подтверждают достижение этих расчетных свойств. Документация этого анализа и/или испытаний, записывается и доступна у производителя, либо у поставщика (в зависимости от ситуации). БВС и системы, необходимые для продолжения безопасного полета, проектируются и изготавливаются таким образом, чтобы выдерживать полетные нагрузки, которые, согласно прогнозам анализа или летных испытаний, будут возникать по всей предполагаемой зоне полета, включая атмосферные порывы и/или нагрузки при отклонении от маневрирования. БВС и системы, необходимые для продолжения безопасного полета, проектируются и изготавливаются таким образом, чтобы выдерживать нормальные ударные нагрузки при посадке без повреждений, которые могли бы повлиять на безопасность последующих полетов.

Так как маховое движение лопастей демпфирует значительную долю энергии ветровых возмущений, и уровень перегрузки БВС оказывается в целом сравнительно невысоким (например, для одних и тех же условий ветра уровень перегрузки БВС с классификатором МЗ, НЗ, ХЗ в 1,5–2 раза ниже, чем у БВС с классификатором АЗ) следовательно полетную перегрузку следует рассматривать действующей

перпендикулярно к продольной оси БВС с классификатором МЗ, НЗ, ХЗ и равной по величине, но противоположной по направлению, инерционной перегрузке в центре тяжести.

Для БВС с классификатором АЗ полетная перегрузка рассматривается как отношение компоненты аэродинамической силы, действующей по нормали к предполагаемой продольной оси БВС, к величине веса БВС. Если аэродинамическая сила относительно БВС действует вверх, то коэффициент полетной перегрузки принимается положительным.

39. Электрический двигатель не создает неприемлемых опасностей, и проектируется, изготавливается и устанавливается на БВС таким образом, чтобы исключить недопустимые вибрации любой части двигателя и конструкции БВС.

Двигатель обеспечивает стабильную работу при низких температурах, в условиях дождя и порывов ветра. Учитывая влияние температуры наружного воздуха на свойства полетной АКБ, необходимо обеспечение ее эффективного охлаждения при высоких температурах и подогрева при низких, обеспечивая требуемую температуру не ниже  $+15^{\circ}\text{C}$  для исключения ошибок системы управления полетом. Конструкция и дизайн двигателя обеспечивают необходимое охлаждение в условиях, в которых предполагается эксплуатировать БВС.

У электрического двигателя обеспечивается совместимость с электромагнитной средой установки.

Пригодность и долговечность материалов, используемых в двигателе, устанавливаются на основе опыта или испытаний во время его производства и соответствуют утвержденным техническим условиям, обеспечивающим их прочность и другие свойства, предполагаемые в расчетных данных производителя.

Конструкция и дизайн двигателя минимизируют вероятность возникновения небезопасного состояния двигателя между капитальными ремонтами, периодичность которых устанавливается производителем.

Последствия циклических нагрузок, ухудшения окружающей среды и эксплуатации, вероятных последующих отказов деталей не допускают снижение целостности двигателя ниже приемлемого уровня, установленного производителем.

Обслуживание и мелкий ремонт двигателя производится на базе эксплуатанта при наличии собственного инженерно-технического персонала с соответствующей квалификацией. Капитальный ремонт следует производить в рамках завода-изготовителя либо собственными силами эксплуатанта с согласования завода-изготовителя.

Двигатель внутреннего сгорания, устанавливается таким образом, чтобы исключить недопустимые вибрации любой части двигателя и БВС. Подсоединение винтов и систем приводов винта к двигателю исключает возникновение вибрационных

напряжений, превышающих установленные пределы производителем, в главных вращающихся частях двигателя. Ни одну часть системы привода не следует подвергать вибрационным напряжениям, превышающим установленные пределы, установленные производителем.

ДВС имеет независимую масляную систему, обеспечивающую питание его необходимым количеством масла с температурой, не превышающей допустимую для непрерывной безопасной эксплуатации. Следует обеспечить возможность легко проверить уровень масла, не снимая любой части обтекателя (за исключением крышек масляного бака) и не используя какие-либо инструменты. Каждый масляный бак конструируется и устанавливается так, чтобы он мог выдерживать внутреннее давление не менее  $0,35 \text{ кгс/см}^2$  без потери герметичности, что подтверждается в условиях заводских испытаний.

Органы управления двигательной установкой и дисплеи на ПДП или СВП проектируются и изготавливаются таким образом, чтобы они были достаточными для безопасного управления двигательной установкой при всех условиях эксплуатации, определенных изготовителем или поставщиком двигателя, или обоими.

Узлы крепления двигателя предусматривает удерживание двигателя, если не огнестойкие части его узлов крепления разрушатся во время пожара.

Конструкция силовой установки предусматривает, чтобы опасность возникновения пожара, механического повреждения ДВС или БВС в результате запуска двигателя во всех условиях, в которых запуск разрешен, была сведена к минимуму. Все технические приемы запуска и связанные с этим ограничения устанавливаются и включаются в Руководстве по эксплуатации или Руководстве пользователя БАС. Предусматриваются средства для:

- повторного запуска любого двигателя многомоторного БВС в полете;

- остановки любого двигателя в полете, после отказа двигателя, если продолжение вращения вала двигателя может привести к опасности для БВС.

В целях безопасности предусматриваются средства предотвращения непреднамеренного запуска двигателя на земле.

ДВС может иметь собственную эксплуатационную документацию от производителя

40. Все полезные нагрузки проектируются и конструируются таким образом, чтобы безопасной эксплуатации БВС не препятствовали электронные излучения, вес и расположение или другие характеристики полезной нагрузки. Ответственность за это несет производитель, если полезная нагрузка предоставляется как часть поставляемой БАС.



Для установки дополнительной полезной нагрузки, отсутствующей в перечне, поставляемом производителем БАС, эксплуатанту необходимо согласовывать свои действия с производителем.

41. При наличии системы дистанционной идентификации обеспечивается соответствие требованиям главы 8 Правил БАС.

42. Техническое обслуживание включает в себя предполетный и послеполетный осмотры БВС, регламентное и не регламентное ТО, проверку систем, замену и обновление программного обеспечения БАС и его компонентов, необходимых для обеспечения безопасности полета.

Эксплуатант обслуживает БАС и его компоненты в соответствии с инструкциями производителя.

Производитель БАС может предоставить эксплуатанту программу или регламент технического обслуживания БАС либо эксплуатант разрабатывает данный документ самостоятельно на основании инструкций производителя.

Не допускается внесение крупной модификации в конструкцию БАС без согласования с производителем и уполномоченной организацией в сфере гражданской авиации.

Периодическое техническое обслуживание производится не более чем каждые 50 часов налета, о чем вносятся соответствующие записи в бортовой журнал БАС. Инженерно-технический состав эксплуатанта или сторонней организации по техническому обслуживанию, уполномоченный выполнять ТО, обучается надлежащим образом и имеет соответствующую квалификацию. Для проведения ТО эксплуатант имеет собственное либо арендованное производственное помещение и необходимый перечень запасных частей, инструментов и принадлежностей, а также расходных материалов.

Эксплуатант контролирует агрегаты БАС с ограниченным сроком службы и своевременно их заменять.

Эксплуатант БАС хранит в течение минимум 3 лет и поддерживает в актуальном состоянии записи и информацию о работе БАС включая любые нештатные технические или эксплуатационные происшествия и другие данные.

Хранит в течение минимум 3 лет и поддерживает в актуальном состоянии записи о техническом обслуживании, проводимого на БАС. Составляет и поддерживает в актуальном состоянии список собственного инженерно-технического состава, выполняющего техническое обслуживание на БАС.

Выполнение работ по хранению БАС и ее компонентов осуществляется в соответствии с инструкциями производителя. При подготовке БВС к полету после хранения устанавливаются временно снятые изделия, проверяют работоспособность и правильность функционирования систем, выполняют другие работы, предусмотренные регламентом/программой ТО.

43. Нормы летной годности БАС с БВС с МТОМ выше 750 кг и их компонентов определены в приложении 2 к настоящим Нормам.

Приложение 2  
к Нормам летной годности  
гражданских воздушных судов  
Республики Казахстан

**Нормы летной годности беспилотных авиационных систем с беспилотным воздушным судном с максимальной взлетной массой более 750 кг**

**Сноска. Приказ дополнен приложением 2 в соответствии с приказом и.о. Министра транспорта РК от 09.01.2024 № 15 (вводится в действие по истечении десяти календарных дней после дня его первого официального опубликования).**

## **Глава 1. Общие положения**

1. Настоящие Нормы летной годности беспилотных авиационных систем с беспилотным воздушным судном с максимальной взлетной массой более 750 кг (далее – Нормы БАС) разработаны в целях повышения уровня безопасности полетов беспилотных авиационных систем и устанавливают основные Нормы БАС к конструкции, параметрам и летным качествам беспилотных авиационных систем с беспилотным воздушным судном с максимальной взлетной массой более 750 кг и их компонентов.

2. Беспилотная авиационная система состоит из следующих основных элементов ее типовой конструкции: беспилотное воздушное судно, пульт дистанционного пилотирования или станция внешнего пилота, цифровая линия передачи данных (далее - линия С2), включающая каналы управления, передачи данных контроля и систему связи.

Типовая конструкция, соответствующая настоящим Нормам БАС, предполагает, что в каждый момент времени каждое БВС в составе БАС получает команды управления только с одного ПДП или СВП.

3. Настоящие Нормы БАС применяются при конструировании, изготовлении, испытании, сертификации, техническом обслуживании и ремонте БАС и ее компонентов.

4. Отступления от настоящих Норм БАС признаются уполномоченной организацией в сфере гражданской авиации приемлемыми, если невыполнение отдельных Норм БАС компенсируется другими мерами, обеспечивающими эквивалентный уровень летной годности, сертифицированными и принятыми исполнителем и заказчиком.

5. В настоящих Нормах БАС используются следующие термины и определения:

- 1) наработка БАС - продолжительность эксплуатации БАС в полете и наземных условиях, выражаемая в часах налета, числе полетов (посадок) или других единицах;
- 2) экспортный сертификат летной годности БАС - документ, удостоверяющий соответствие экземпляра БАС требованиям Норм летной годности государства-изготовителя или государства регистрации, где БАС состояло в реестре;
- 3) полет БАС - перемещение БАС по земной (водной) поверхности и в воздушном пространстве от начала разбега при взлете (отрыва от земной или водной поверхности при вертикальном взлете) до окончания пробега (освобождение взлетно-посадочной полосы без остановки) или касания земной (водной) поверхности при вертикальной посадке;
- 4) функциональная система БАС - совокупность взаимосвязанных изделий, предназначенных для выполнения заданных общих функций;
- 5) комплекс средств пожарной защиты БАС - совокупность конструктивных мер пожарной защиты, средств пожарной сигнализации и пожаротушения, контроля и управления ими на БАС;
- 6) балансировка БАС - состояние равновесия всех действующих на БАС моментов в установившемся режиме полета, обеспечиваемое для каждой конфигурации соответствующими отклонениями рулей.
- 7) управляемость БАС - свойство БАС отвечать соответствующими линейными и угловыми перемещениями в пространстве на отклонение рычагов управления;
- 8) назначенный ресурс - суммарная наработка БАС, при достижении которой эксплуатация БАС прекращается независимо от его состояния;
- 9) ресурс до списания - ресурс БАС от начала эксплуатации до его списания, обусловленного предельным состоянием;
- 10) силовая установка - совокупность элементов БАС, необходимых для создания тяги. Силовая установка включает двигатели, воздушные винты (для турбовинтового двигателя), топливную и масляную системы, системы управления двигателями, контроля и охлаждения, воздухозаборники, противопожарную защиту и другое оборудование;
- 11) нормальный взлет - взлет при нормальной работе всех двигателей и систем БАС, влияющих на взлетные характеристики;
- 12) вспомогательная силовая установка - совокупность элементов с вспомогательным газотурбинным двигателем, являющаяся источником сжатого воздуха, электроэнергии, мощности на валу и предназначенная для обеспечения работы систем БАС на земле и в полете, в том числе для запуска двигателей силовой установки и электроснабжения систем БАС в полете при отказе первичных источников, установленных на двигателях силовой установки;
- 13) эквивалентная воздушная мощность вспомогательного газотурбинного двигателя - мощность, которую может развивать отбираемый от вспомогательного

газотурбинного двигателя сжатый воздух при его адиабатическом расширении до атмосферного давления;

14) радиотехническое оборудование навигации, посадки и управления воздушным движением - оборудование, обеспечивающее определение местоположения БАС в полете, на маршруте, на взлете и при посадке, а также автоматическую передачу данных наземным службам управления воздушным движением радиотехническим способом;

15) устойчивость - свойство БАС восстанавливать без вмешательства внешнего пилота кинематические параметры невозмущенного движения и возвращаться к исходному режиму после прекращения действия на БАС возмущений;

16) пожароопасный отсек - отсек на БАС, в котором имеется потенциальная опасность возникновения очага пожара;

17) ожидаемые условия эксплуатации - расчетные условия, определенные настоящими Нормами, эксплуатационные ограничения и рекомендуемые режимы полетов, установленные для данного типа БАС при его сертификации;

18) эксплуатационные ограничения - условия, режимы и значения параметров, преднамеренный выход за пределы которых недопустим в процессе эксплуатации БАС;

19) ресурс - наработка от начала эксплуатации или ее возобновления после ремонта до прекращения или приостановки эксплуатации БАС;

20) заказчик - государственные органы и организации Республики Казахстан, организации гражданской авиации, заказывающие и (или) эксплуатирующие БАС;

21) рекомендуемые режимы полетов - режимы полетов в пределах эксплуатационных ограничений, установленных руководством по летной эксплуатации БАС;

22) длина разбега  $L_p$  - расстояние по горизонтали, проходимое БАС от точки старта до точки отрыва его от взлетно-посадочной полосы;

23) дистанция нормального (продолженного) взлета  $L_{взл}$  - расстояние по горизонтали, проходимое БАС от точки старта до точки на высоте 10,7 м над уровнем взлетно-посадочной полосы в точке отрыва;

24) дистанция прерванного взлета  $L_{пр\ взл}$  - расстояние по горизонтали, проходимое БАС от точки старта до точки полной остановки;

25) максимальная эксплуатационная перегрузка, указанная в Руководстве по летной эксплуатации, пухах - наибольшее допустимое по прочности конструкции значение нормальной перегрузки в центре тяжести БВС при маневре, определяемое в связанной системе координат при рассматриваемой полетной массе и конфигурации БВС.

## **Глава 2. Функционирование БАС в ожидаемых условиях эксплуатации и при отказах функциональных систем**

6. Настоящие Нормы БАС устанавливают:

нормы к летной годности БАС, при котором уровень летной годности БАС достигается выполнением всех требований настоящих Норм БАС;

факторы (условия или причины), приводящие к возникновению особых ситуаций и подлежащие рассмотрению при оценке летной годности БАС, которые указываются в соответствующих пунктах настоящих Норм БАС.

При этом особой ситуацией признается ситуация, возникающая в результате воздействия неблагоприятных факторов или их сочетаний, и приводящая к снижению безопасности полета.

По степени опасности особые ситуации разделяются на:

1) усложнение условий полета, характеризующееся незначительным увеличением психофизиологической нагрузки на внешний летный экипаж, или незначительным ухудшением характеристик устойчивости и управляемости или летных характеристик БАС. Усложнение условий полета не приводит к необходимости немедленного или не предусмотренного заранее изменения плана полета и не препятствует его благополучному завершению;

2) сложные ситуации, характеризующиеся заметным повышением психофизиологической нагрузки на внешний летный экипаж или заметным ухудшением характеристик устойчивости, управляемости, летных характеристик либо выходом одного или нескольких параметров полета за эксплуатационные ограничения, но без достижения предельных ограничений и (или) расчетных условий;

3) аварийные ситуации, характеризующиеся значительным повышением психофизиологической нагрузки на внешний летный экипаж или значительным ухудшением характеристик устойчивости и управляемости или летных характеристик либо приводящая к достижению (превышению) предельных ограничений и (или) расчетных условий;

4) катастрофические ситуации, при возникновении которых предотвращение гибели третьих лиц и разрушение БАС оказывается практически невозможным.

Предотвращение перехода сложной ситуации в аварийную или катастрофическую ситуацию обеспечивается своевременными и правильными действиями членов внешнего экипажа в соответствии с Руководством по летной эксплуатации БАС, в том числе немедленным изменением плана, профиля или режима полета.

По частоте возникновения события (отказы, отказные состояния, особые ситуации, внешние воздействия) делятся на повторяющиеся, умеренно вероятные, маловероятные, крайне маловероятные, практически невероятные.

При необходимости количественной оценки вероятностей возникновения событий используются следующие значения вероятностей, отнесенные либо к одному часу полета, либо к одному полету, в зависимости от характера рассматриваемого события:

повторяющиеся - более  $10^{-3}$ ;

умеренно-вероятные - в диапазоне  $10^{-3}$  -  $10^{-5}$ ;

маловероятные - в диапазоне  $10^{-5}$  -  $10^{-7}$ ;

крайне маловероятные - в диапазоне  $10^{-7}$  -  $10^{-9}$ ;

практически невероятные - менее  $10^{-9}$ .

Отказное состояние системы может явиться следствием, как отказов отдельных элементов, так и комбинации этих отказов, если результирующее влияние таких отказов на работоспособность системы в целом оказывается одинаковым в каждом случае.

7. Ожидаемые условия эксплуатации включают в себя: 1) параметры состояния и факторы воздействия на БАС внешней среды:

барометрическое давление, плотность, температура и влажность воздуха;

направление и скорость ветра, горизонтальные и вертикальные порывы ветра и его градиенты;

воздействие атмосферного электричества, обледенение, град, снег, дождь, птицы;

2) эксплуатационные факторы:

состав внешнего летного экипажа БАС;

класс и категория аэродрома, параметры и состояние взлетно-посадочной полосы;

вес и центровка для всех предусмотренных конфигураций БАС;

возможные конфигурации - варианты геометрических форм БАС, соответствующие различным этапам и режимам полета (взлет, набор высоты, крейсерский полет, снижение, экстренное снижение, заход на посадку и посадка, уход на второй круг);

режим работы двигателей и продолжительность работы на определенных режимах;

особенность применения БАС (выполнение полета в визуальных условиях или по приборам, над водной поверхностью, над равнинной, горной или безориентирной местностью, в высоких широтах, на грунтовых аэродромах);

характеристика воздушных трасс и маршрутов;

состав и характеристика наземных средств обеспечения полета;

минимум погоды на взлете и посадке;

применяемое топливо, масла, присадки и другие расходуемые технические жидкости и газы;

периодичность и виды технического обслуживания, назначенный ресурс, срок службы БАС, ее функциональных систем;

3) параметры (режимы) полета:

высота полета;

горизонтальные и вертикальные скорости;

перегрузки;

углы атаки, скольжения, крена и тангажа;

непрерывность линии С2;

сочетания этих параметров для предусмотренных конфигураций БАС.

В ожидаемые условия эксплуатации включаются и другие данные, определяемые особенностями применения конкретного типа БАС. Ожидаемые условия эксплуатации входят в качестве ограничений, условий и методов эксплуатации БАС в ее эксплуатационную документацию. При рассмотрении совокупности параметров ожидаемых условий эксплуатации для анализа особых ситуаций учитывается вероятность их одновременного возникновения.

8. Эксплуатационные и предельные ограничения устанавливаются изготовителем с учетом вероятности внешних воздействий и функциональных отказов, характеристик БАС, точности пилотирования, а также погрешностей бортовых приборов и оборудования.

9. Эксплуатационные ограничения указываются в соответствующих разделах эксплуатационной документации (Руководство по летной эксплуатации, Руководство по технической эксплуатации, Программа (регламент) технического обслуживания) в виде, обеспечивающем возможность контроля со стороны летного и наземного персонала.

Информация о предельных ограничениях приводится в Руководстве по летной эксплуатации.

10. При отсутствии или недостаточности естественных предупреждающих признаков БАС оборудуется искусственными средствами, обеспечивающими предупреждение внешнего летного экипажа в полете о приближении или достижении эксплуатационных ограничений. Если характеристики БАС, естественные признаки или искусственные средства не обеспечивают эффективного предупреждения, то БАС оборудуется специальными устройствами, предотвращающими непреднамеренный выход за предельные ограничения.

К средствам, предупреждающим внешний летный экипаж о приближении или достижении эксплуатационных ограничений, относятся наличие на пульте дистанционного пилотирования или станции внешнего пилота:

- 1) разметки шкал индикаторов с выделением допустимых диапазонов;
- 2) тактильных, световых и звуковых сигнализаций и других средств.

К специальным устройствам, предотвращающим непреднамеренный выход за предельные ограничения, относятся:

механизмы изменения усилий и перемещений рычагов и органов управления;  
устройства автоматического отклонения органов управления по сигналам датчиков или вычислителей предельных режимов.

В непосредственной близости от приборов могут устанавливаться надписи (таблицы) с обозначением диапазона эксплуатационных ограничений, контролируемых этими приборами параметров.

11. Возвращение БАС в область эксплуатационных ограничений или рекомендуемых режимов после выхода за эксплуатационные ограничения (без превышения предельных ограничений) не требует от внешнего летного экипажа исключительного профессионального мастерства, применения чрезмерных усилий и (или) необычных приемов пилотирования.

12. БАС проектируется и строится таким образом, чтобы в ожидаемых условиях эксплуатации при действиях экипажа в соответствии с Руководством по летной эксплуатации:

1) функциональный отказ, приводящий к возникновению катастрофической ситуации, оценивался как событие не более частое, чем практически невероятное, или чтобы суммарная вероятность возникновения катастрофической ситуации, вызванной функциональными отказами, для БАС в целом не превышала значения, соответствующего  $10^{-7}$  на один час полета;

2) суммарная вероятность возникновения аварийной ситуации, вызванной функциональными отказами, для БАС в целом не превышала  $10^{-6}$  на один час полета. При этом следует, чтобы любой функциональный отказ, приводящий к аварийной ситуации, оценивался как событие не более частое, чем крайне маловероятное;

3) суммарная вероятность возникновения сложной ситуации, вызванной функциональными отказами, для БАС в целом не превышала  $10^{-4}$  на один час полета. При этом следует, чтобы любой функциональный отказ, приводящий к сложной ситуации, оценивался как событие не более частое, чем маловероятное.

Все усложнения условий полета и функциональные отказы, приводящие к их возникновению, подлежат анализу с целью отработки соответствующих рекомендаций по действиям экипажа в полете.

Значения вероятностей возникновения особых ситуаций рассчитываются исходя из продолжительности типового полета.

Анализ особых ситуаций проводится с учетом взаимовлияния функциональных систем.

13. Функциональный отказ может быть отнесен к событию практически невероятному, если выполняется одно из следующих условий:

1) указанное состояние является сочетанием двух и более независимых последовательных отказов и возникает с вероятностью менее  $10^{-9}$  на один час полета;

2) указанное состояние является следствием конкретного механического отказа (разрушение, заклинивание) и изготовитель обоснует практическую невероятность возникновения такого состояния анализом конкретной схемы и реальной конструкции, материалами статистической оценки подобных конструкций за длительный период эксплуатации, а также результатами испытаний данной конструкции на прочность, выносливость и живучесть с учетом соответствующих требований, установленных настоящими Нормами БАС, при эксплуатации сертифицируемого объекта в пределах



назначенного ресурса и в соответствии с установленными сроками и порядком технического обслуживания.

Если в процессе сертификации показано, что функциональный отказ относится к категории событий практически невероятных, то такое событие может быть исключено из дальнейшего анализа особых ситуаций.

14. Для доказательства соответствия БАС требованиям настоящих Норм БАС применительно к функциональным отказам, вызывающим аварийную ситуацию, выполняется одно из следующих условий:

1) имеющийся опыт позволяет считать это отказное состояние крайне маловероятным, или

2) отказное состояние возникает в результате сочетания двух и более независимых последовательных отказов, или

3) выполнено требование подпункта 2) пункта 14 настоящего приложения.

15. В случае, если функциональный отказ приводит к возникновению сложной или аварийной ситуации и не отнесен к категории практически невероятных, экипажу обеспечивается возможность своевременного обнаружения отказа для выполнения предписанных Руководством по летной эксплуатации действий. В качестве контролируемых параметров, необходимых для обеспечения возможности своевременного обнаружения экипажем отказа, следует выбирать такие, отклонение которых от нормированного значения не сопровождается возникновением отказа, а предупреждает о его приближении.

16. В случае, если функциональный отказ приводит к возникновению аварийной ситуации и не отнесен к категории практически невероятного, Руководство по летной эксплуатации содержатся рекомендации, позволяющие экипажу принять все возможные меры для предотвращения перехода аварийной ситуации в катастрофическую.

Указанные рекомендации проверяются в летных испытаниях. В тех случаях, когда летная проверка связана с повреждением БАС, с особо высокой степенью риска или заведомо нецелесообразна, разработанные рекомендации подтверждаются результатами анализа опыта эксплуатации других БАС, близких по конструкции к сертифицируемому, а также результатами соответствующих лабораторных, стендовых испытаний, моделирования и расчетов.

17. В случае, если функциональный отказ приводит к возникновению сложной ситуации и не отнесен к категории практически невероятного, Руководство по летной эксплуатации содержит указания экипажу по завершению полета в этом случае.

Указания Руководства по летной эксплуатации по действиям в сложных ситуациях проверяются в летных испытаниях и не требуют от экипажа чрезмерных усилий и необычных приемов пилотирования.

18. В случае, если функциональный отказ приводит к возникновению осложнения условий полета, Руководство по летной эксплуатации содержит указания экипажу по продолжению полета, методам эксплуатации систем и парированию неисправностей в полете.

Если при этом функциональный отказ влияет на пилотирование, то рекомендации Руководства по летной эксплуатации проверяются летными испытаниями.

19. БАС оснащаются не менее одним двигателем.

Любой отказ систем обеспечения работы силовой установки (топливной, масляной, электрической) исключает возможность отказа более чем одного двигателя.

20. В случае последовательного отказа или самопроизвольного выключения всех двигателей на высоте крейсерского полета характеристики систем управления, а также характеристики БАС обеспечивают возможность выполнения снижения, выравнивания и приземления (приводнения). В этом случае не рассматриваются отказы двигателей типа их заклинивания.

21. Состав внешнего летного экипажа БАС (количество членов экипажа и их профессиональный состав) обеспечивает выполнение всех предписанных Руководством по летной эксплуатации операций в течение располагаемого на каждом этапе полета времени, при этом обеспечивает не менее двух лиц допущенных к пилотированию. Пульт дистанционного пилотирования или станция внешнего пилота имеет не менее двух рабочих мест, обеспечивающих возможность пилотирования с любого из них на всех этапах полета.

22. На БАС при отказе генераторов электроэнергии, установленных на маршевых двигателях, обеспечивается функционирование приемников электроэнергии, необходимых для безопасного продолжения полета и посадки в соответствии с Руководством по летной эксплуатации на аэродром вылета, назначения или ближайший запасной аэродром, в том числе для:

- 1) пилотирования БАС и навигации;
- 2) работы систем жизнеобеспечения и пожаротушения;
- 3) работы средств, предупреждающих внешний летный экипаж о приближении или достижении эксплуатационных ограничений;
- 4) работы системы сбора полетной информации.

При определении соответствия БАС общим требованиям летной годности необходимо использовать:

таблицу соответствия;

эксплуатационную документацию;

описание основных принципов, заложенных в конструкции БАС, и его функциональных систем, а также способов осуществления этих принципов в реальной конструкции;

результаты анализа возможных причин и вероятностей возникновения сложной, аварийной и катастрофической ситуации, обусловленных летной годностью;

результаты расчетов, а также стендовых, лабораторных и летных испытаний БАС и его функциональных систем, подтверждающие соответствие БАС требованиям, изложенным в настоящих Нормах БАС;

результаты анализа опыта эксплуатации БАС - прототипов и их модификаций, результаты анализа технологии технического обслуживания БАС.

23. Конструкция БАС и его систем обеспечивает возможность выполнения всех работ, предусмотренных эксплуатационной документацией.

24. Конструктивное выполнение изделий (штуцеров, трубопроводов, разъемов коммуникаций) в сочетании с маркировкой исключает возможность их неправильного монтажа, сборки и регулировки при техническом обслуживании.

25. Эксплуатационная документация по номенклатуре, оформлению и содержанию соответствует сертифицируемому типу БАС и документам общего назначения, определяющим правила технической эксплуатации.

26. Указания и рекомендации, изложенные в эксплуатационной документации, предусматривают четкую формулировку, и не допускают возможности их неоднозначного толкования.

### **Глава 3. Руководство по летной эксплуатации БАС**

27. Руководство по летной эксплуатации содержит ограничения, рекомендации, другие сведения по летной эксплуатации, технике пилотирования и включает в себя:

- 1) общие положения;
- 2) ограничения;
- 3) действия в особых случаях полета;
- 4) нормальные правила эксплуатации;
- 5) летно-технические характеристики;
- 6) указания по выполнению режима экстренного снижения;
- 7) сведения о летных характеристиках;
- 8) характеристику устойчивости и управляемости;
- 9) методы пилотирования в ожидаемых условиях эксплуатации;
- 10) безопасную скорость взлета;
- 11) рекомендуемые режимы полетов, работы двигателей, систем и агрегатов;
- 12) скорость подъема передней стойки шасси (при наличии);
- 13) скорость начального набора высоты со всеми работающими двигателями;
- 14) действия внешних пилотов во всех предусмотренных для эксплуатации случаях полета;
- 15) характеристики расхода топлива, необходимые для определения основного запаса топлива в пределах ожидаемых условий эксплуатации данного типа БАС;

16) характеристики набора высоты со всеми работающими двигателями по полному градиенту;

17) материалы (номограммы, таблицы и графики), позволяющие легко и быстро устанавливать максимальную допустимую взлетную (посадочную) массу и взлетные (посадочные) характеристики БАС;

18) характеристики полета по маршруту в зависимости от ожидаемых условий эксплуатации;

19) приложения.

28. Руководство по летной эксплуатации соответствует настоящим Нормам БАС, а также документам метеорологического и аэродромного обеспечения, действующим на воздушных линиях и аэродромах, на которых предусматривается эксплуатация БАС данного типа, Руководству по технической эксплуатации БАС и Программе (регламенту) технического обслуживания и ремонта.

29. Указания и рекомендации Руководства по летной эксплуатации, касающиеся выполнения полетов и действий экипажа, в том числе и при возникновении особых ситуаций, подтверждаются результатами соответствующих летных испытаний БАС.

На всех этапах полета БАС исключает наличие особенностей, способствующих произвольному выводу его за эксплуатационные ограничения, установленные в Руководстве по летной эксплуатации.

30. Предписанные Руководством по летной эксплуатации методы пилотирования не следует требовать чрезмерно высокой квалификации внешнего пилота, чрезмерного внимания и большого физического напряжения.

#### **Глава 4. Летные особенности**

##### **Параграф 1. Летные характеристики, устойчивость и управляемость БАС**

31. Требования к летным характеристикам, характеристикам устойчивости и управляемости при отказавших двигателях рассматриваются в главе 5 настоящих Норм БАС при отказавшем критическом двигателе.

32. В Руководстве по летной эксплуатации для определения взлетно-посадочных характеристик и соответствующих ограничений учитываются 50 % встречной, 150 % попутной и 100 % боковой составляющей скорости ветра.

33. При оценке летной годности в случае возникновения различных отказов и связанных с ними нарушений режимов полета рассматриваются условия дистанционного пилотирования и поведение БАС с учетом запаздывания действий членов экипажа при вмешательстве в управление БАС для парирования этого отказа.

34. Запаздывание действий члена внешнего экипажа определяется интервалом времени между моментом обнаружения отказа (нарушения режима полета) и началом

действия этого члена внешнего экипажа для парирования данного отказа (нарушения режима полета).

Момент обнаружения отказа определяется по распознаваемому внешним экипажем изменению какого-либо параметра движения БАС или при помощи средств сигнализации отказов, поступающих на ПДП или СВП.

35. При определении в летных испытаниях взлетно-посадочных характеристик фактические траектории могут быть получены из непрерывно выполненных режимов, либо составленных из отдельных участков.

При составлении траекторий из отдельных участков необходимо, чтобы:

1) границы каждого участка были четко определены изменением конфигурации БАС, тяги (мощности) двигателей, скорости полета;

2) траектория была проверена в непрерывном режиме, и было видно, что траектория, построенная из отдельных участков, согласуется с траекторией непрерывно выполненных режимов.

36. При пересчете результатов летных испытаний заданные атмосферные условия приводятся к стандартным по таблице Международной стандартной атмосферы.

Зависимость температуры воздуха от высоты в стандартных условиях и зависимость температуры от высоты для высокотемпературных и низкотемпературных условий, принятые в Международной организации гражданской авиации ИКАО (DOC-9051-AM/896).

## **Параграф 2. Длины разбега и дистанции взлета**

37. Длины разбега и дистанции взлета подтверждаются в следующих условиях:

1) при всех работающих двигателях:

режимы работы двигателей соответствуют установленным в Руководстве по летной эксплуатации для взлета, при работающих агрегатах силовой установки и систем БАС, приводимых в действие при взлете;

безопасная скорость взлета  $V_2$  достигается до высоты 10,7 м над уровнем взлетно-посадочной полосы в точке отрыва БАС;

начало уборки шасси производится на высотах не менее 3-5 м над уровнем взлетно-посадочной полосы в точке отрыва БАС;

конфигурация БАС (кроме уборки шасси) остается неизменной;

2) при отказе одного двигателя дополнительно выполняется следующее:

на БАС с турбовинтовыми двигателями не допускается вмешательство экипажа в управление воздушным винтом;

для операций, выполняемых членами внешнего экипажа по команде внешнего пилота, вводится интервал времени в 1 секунду с момента дачи команды до момента начала ее выполнения.

38. Потребная длина разбега составляет не менее чем:

1) 1,15 суммы длины разбега и  $1/2$  расстояния по горизонтали от точки отрыва БВС до точки траектории, находящейся на высоте 10,7 м (над уровнем взлетно-посадочной полосы в точке отрыва БАС), при взлете со всеми работающими двигателями;

2) сумма длины разбега и  $1/2$  расстояния по горизонтали от точки отрыва до точки траектории, находящейся на высоте 10,7 м (над уровнем взлетно-посадочной полосы в точке отрыва БАС), при взлете с отказом одного двигателя (продолженном взлете).

39. Потребная дистанция взлета составляет не менее чем:

1) 1,15 дистанции нормального взлета;

2) дистанции продолженного взлета с отказом одного двигателя.

40. Потребная дистанция прерванного взлета составляет не менее дистанции прерванного взлета.

### **Параграф 3. Запас топлива на полет**

41. Компенсационный запас топлива устанавливается с учетом всех составляющих. При отсутствии достоверных данных по обоснованию количественных характеристик, составляющих компенсационный запас топлива, масса устанавливаемого компенсационного запаса топлива составляет не менее 3 % от массы основного запаса топлива.

42. Резервный запас топлива устанавливается как сумма составляющих. В качестве расчетной точки, с которой выполняется полет на запасной аэродром, устанавливается высота принятия решения при заходе на посадку на аэродром назначения. Расчетные зависимости резервного запаса топлива от удаленности аэродромов, продолжительности ожидания на высоте 400 м и от посадочной массы БАС приводятся в Руководстве по летной эксплуатации.

43. Потребный запас топлива обеспечивает возможность продолжения полета и посадки либо на аэродроме вылета, либо на аэродроме назначения, либо на ближайшем запасном аэродроме в случае возникновения в любой точке маршрута отказов функциональных систем БАС, непосредственно приводящих к ухудшению характеристик расхода топлива или вынужденному изменению плана полета.

44. Минимальный аэронавигационный запас топлива устанавливается в Руководстве по летной эксплуатации в соответствии с действующими инструкциями по производству полетов.

### **Параграф 4. Посадочная дистанция**

45. Посадочная дистанция определяется для посадки со всеми нормально работающими двигателями, а также при одном отказавшем двигателе, если его отказ

приводит к снижению эффективности средств торможения и (или) необходимости изменения (ограничения) посадочной конфигурации в следующих условиях:

установившееся снижение на участке захода на посадку до высоты 15 м производится с градиентом снижения, не превышающим 5 %;

начиная с момента пролета высоты 15 м (над уровнем взлетно-посадочной полосы в точке ожидаемого касания БАС) и до момента спустя не менее 2 секунды после касания обеспечивается сохранение неизменной посадочной конфигурации БАС (за исключением случаев автоматического изменения конфигурации);

для операций, выполняемых членами внешнего экипажа, вводится интервал времени в 1 секунду с момента подачи команды до момента начала ее выполнения;

посадка производится без чрезмерных вертикальных ускорений и должна быть мягкой, с вертикальной скоростью снижения БАС непосредственно перед касанием взлетно-посадочной полосы не более 1,5 м/с, без появления тенденции к повторному взмыванию, капотированию, рысканию и другим нежелательным явлениям;

торможение колес шасси производится только после касания БАС взлетно-посадочной полосы, при этом не допускается использование средств аварийного торможения БАС;

дополнительные средства торможения БАС, например реверсирование тяги двигателя, могут применяться только, если доказано, что они действуют безопасно, надежно и применение их в массовой эксплуатации позволит получать устойчивые результаты без заметного ухудшения характеристик управляемости БАС и необходимости применения особого мастерства или напряжения экипажа.

Если эти дополнительные средства торможения приводятся в действие не автоматически и летными испытаниями не доказано, что их применение до касания не может приводить к нежелательным последствиям, то начало их применения допускается не ранее, чем через 3 секунды после касания БАС взлетно-посадочной полосы.

Для БАС со скоростями захода на посадку менее 200 км/ч допускается определять посадочную дистанцию с высоты:

- 1) 9 м при градиенте снижения 5 %;
- 2) 15 м при градиенте снижения более 5 %, но не более 10 %.

46. Потребная посадочная дистанция для сухой взлетно-посадочной полосы составляет не менее:

1) посадочной дистанции при выполнении посадки со всеми нормально работающими двигателями, умноженной на коэффициент:

- 1,67 - для основных аэродромов;
- 1,43 - для запасных аэродромов;

2) посадочной дистанции при выполнении посадки с одним отказавшим двигателем.

47. Потребная посадочная дистанция для покрытой атмосферными осадками взлетно-посадочной полосы составляет не менее:

1) посадочной дистанции при посадке со всеми работающими двигателями и рассматриваемом состоянии поверхности взлетно-посадочной полосы, умноженной на коэффициент 1,43;

2) потребной посадочной дистанции.

48. Потребная посадочная дистанция для влажной взлетно-посадочной полосы в том случае, когда в летных испытаниях определение посадочной дистанции на влажной взлетно-посадочной полосе не производилось, представляет собой потребную посадочную дистанцию для сухой взлетно-посадочной полосы, умноженной на коэффициент 1,15.

## **Параграф 5. Движение БАС по аэродрому**

49. В процессе движения БАС по аэродрому (на рулении, разбеге, прерванном взлете и пробеге) при внешнем пилотировании в соответствии с Руководством по летной эксплуатации обеспечивается возможность движения БАС в пределах установленной для него взлетно-посадочной полосы без выкатывания на боковые полосы безопасности и за концевые полосы безопасности во всем диапазоне ожидаемых условий эксплуатации, как при нормальной работе всех систем, так и при возникновении отказов, влияющих на движение по аэродрому, более частых, чем крайне маловероятные.

50. БАС обладает достаточной управляемостью на разбеге и пробеге для выдерживания заданного направления движения по аэродрому без применения несимметричного управления тормозами и двигателями при максимальных значениях бокового ветра и всех состояниях взлетно-посадочной полосы, разрешенных для эксплуатации. Исключается тенденция к неуправляемому развороту и "козлению".

51. В случае если в Руководстве по летной эксплуатации рекомендована методика посадки с углом упреждения (углом между осью БАС и вектором путевой скорости), для БАС, имеющих обычную схему шасси (носовая опора и неповоротные главные стойки), обеспечивается управляемость на основных колесах с поднятой носовой опорой с достаточной для устранения угла упреждения. Положения настоящего пункта обеспечиваются во всем диапазоне ожидаемых условий эксплуатации.

52. Для БАС, имеющих обычную схему шасси, для которых предусмотрена методика посадки с углом упреждения, управляемость на пробеге с опущенной передней опорой обеспечивает достаточную для устранения угла между осью БАС и вектором путевой скорости, равного по величине углу упреждения при заходе на посадку и выдерживании заданного направления движения. Указанное условие обеспечивается во всем диапазоне ожидаемых условий эксплуатации.



53. При отказах систем БАС, относящихся к событиям более частым, чем крайне маловероятные, и влияющих на движение по аэродрому, БАС обладает достаточной управляемостью для выдерживания заданного ему направления движения. В этих случаях допускается использование несимметричного управления тормозами и двигателями.

Указанное условие обеспечивается при максимальных значениях бокового ветра и всех состояниях взлетно-посадочной полосы, разрешенных для эксплуатации.

## **Параграф 6. Прочность конструкции БАС**

54. Для расчета и статических испытаний БАС выбран ряд положений (режимов эксплуатации) БАС, обуславливающих наиболее тяжелые условия нагружения различных его частей (крыла, оперения, шасси). Эти положения (режимы эксплуатации) называются случаями нагружения. Каждый случай нагружения имеет свое буквенное обозначение, причем, если одно и то же положение (режим эксплуатации) БАС обуславливает расчет нескольких его частей, в требованиях к прочности для каждой его части повторяется один и тот же случай нагружения, обозначаемый, как правило, одной и той же буквой, но с различным для каждой части индексом. Для некоторых частей БАС, кроме того, заданы расчетные условия, то есть условия, необходимые для определения нагрузок, действующих на рассматриваемую часть при выполнении БАС тех или иных маневров в воздухе и на земле, при полете в беспокойном воздухе, при взлете и посадке. Если элементы оборудования или функциональных систем БАС включаются в работу основной силовой конструкции при ее деформациях, то эти элементы проверяются на прочность на случаи нагружения частей БАС, на (внутри) которых они расположены, в сочетании с одновременно действующими нагрузками, связанными с функциональным назначением элементов оборудования или систем.

55. Требования к прочности относятся к БАС обычной схемы с хвостовым оперением. Для БАС иной схемы необходимые уточнения разрабатываются изготовителем и согласовываются с компетентным органом государства-изготовителя.

## **Параграф 7. Определение расчетных нагрузок**

56. Статическая прочность конструкции БАС и отдельных его частей проверяется на расчетные нагрузки. Определяются эксплуатационные нагрузки  $P_{\text{э}}$ , которые характеризуют предельно возможный в эксплуатации уровень нагружения. Расчетные нагрузки  $P_{\text{р}}$  определяются с помощью умножения эксплуатационных нагрузок на соответствующий коэффициент безопасности  $f$  т.е.  $P_{\text{р}} = fP_{\text{э}}$ .

Коэффициент безопасности принимается равным 1,50, если для рассматриваемого случая (случаев) нагружения нет специального указания об установлении иной величины коэффициента безопасности.

В требованиях данной главы предусмотрено введение дополнительных коэффициентов безопасности  $f_{доп}$  для отдельных частей (элементов) конструкции. Статическая прочность этих частей (элементов) проверяется на расчетную нагрузку, умноженную на наибольшее из значений  $f_{доп}$ , относящихся к данной части (элементу).

57. Конструкция обеспечивает выдерживание расчетной нагрузки без разрушения в течение не менее трех секунд. Если прочность конструкции подтверждается динамическими испытаниями, имитирующими реальные условия нагружения, данное условие не применяется.

58. При определении аэродинамических нагрузок, величину аэродинамической нагрузки и ее распределение по различным частям БАС следует определять по материалам испытаний моделей БАС в аэродинамических трубах. Испытания моделей в аэродинамических трубах проводятся при различных углах атаки и скольжении, углах отклонения органов управления и механизации так, чтобы охватить диапазон изменений углов, рассматриваемый в соответствующих случаях нагружения. При отсутствии таких материалов разрешается определять величину аэродинамической нагрузки и ее распределение по материалам испытаний в аэродинамических трубах моделей ДПВС, близких к рассматриваемому, или на основе соответствующих расчетов. Величина нагрузки устанавливается изготовителем.

59. При определении величины и распределения нагрузки следует учитывать влияние сжимаемости воздуха. При числе  $M$  полета, большем 0,70, распределение нагрузки получается вплоть до числа  $M$ , больше рассматриваемого на 0,05. ( $M$  - число Маха, отношение скорости БАС, движущегося в газовой среде (воздухе) к скорости звука в данной среде). На основании материалов этих испытаний для расчета выбирается распределение нагрузки по размаху и по хорде (контур) при числе  $M$ , наиболее неблагоприятном по условиям прочности.

60. В случаях, когда упругие деформации конструкции БАС приводят к увеличению нагрузок на его агрегаты, необходим учет влияния этих деформаций. При наличии достаточных данных учитывается влияние упругих деформаций конструкции БАС на распределение аэродинамической нагрузки и на аэродинамические коэффициенты БАС также в том случае, когда это ведет к уменьшению нагрузок.

61. Если проверка прочности БАС в случаях нагружения при полете в неспокойном воздухе или при посадке производится на нагрузки, определенные с учетом влияния динамичности нагружения, соответствующие случаи нагружения крыла, фюзеляжа, установок под двигатели.

62. При учете влияния автоматических систем, если нагрузки определяются путем расчета движения БАС (например, при определении динамических нагрузок при полете в неспокойном воздухе, при определении маневренных нагрузок на оперение), следует принимать во внимание влияние имеющихся на БАС автоматических систем.

63. При учете влияния износа, если износ деталей подвижных соединений отдельных элементов конструкции БАС может привести к снижению прочности и (или) к увеличению нагрузок, расчет на прочность этих элементов проводится с учетом максимально допустимого износа трущихся поверхностей.

64. Там, где таких указаний нет или они недостаточно полны, чтобы однозначно уравновесить БАС, следует пользоваться указаниями, приведенными ниже.

Если по смыслу рассматриваемого случая нагружения не очевидно, что равновесие БАС осуществляется с участием аэродинамических сил (помимо сил, задаваемых при описании случая нагружения), уравнивание следует производить с помощью инерционных сил.

В ряде случаев нагружения наличие аэродинамических сил, помимо тех, которые действуют на рассматриваемую часть, является явным: например, наличие угла скольжения в случаях нагружения вертикального оперения вызывает появление аэродинамических сил на всем БАС и учитываются при определении инерционных сил, необходимых для уравнивания.

Если нагрузки определяются из рассмотрения движения БАС (например, при расчете маневренных нагрузок на оперение, при расчете динамического действия нагрузок), аэродинамические и инерционные нагрузки, действующие на рассматриваемую часть и на БАС в целом, определяются на основе полученных из расчетов параметров движения (углов атаки и скольжения, линейных и угловых скоростей и ускорений).

В случаях нагружения горизонтального оперения уравнивающей нагрузкой, хотя и ясно, что равновесие БАС относительно поперечной оси осуществляется (помимо силы тяжести) аэродинамическими силами, которые могут быть получены из испытаний в аэродинамических трубах, однако, если материалы испытаний на распределение давления по крылу и фюзеляжу не согласуются с материалами весовых испытаний модели БАС без горизонтального оперения, для уравнивания моментов относительно этой оси разрешается добавлять условные силы. Это можно делать также, если отсутствуют или имеются в недостаточном объеме материалы испытаний на распределение давлений и приходится пользоваться другими, приближенными методами. Такой же способ уравнивания можно применять в других аналогичных случаях. Условные силы, прикладываемые для уравнивания, следует выбирать так, чтобы они не снижали нагрузки на рассматриваемую часть БАС. Разрешается пользоваться условными силами также тогда, когда более точное уравнивание приводит к изменению нагрузок на крыло, предусмотренных случаями его нагружения.

На действие сил, участвующих в уравнивании для какого-либо случая нагружения части БАС (если они не являются условными), необходимо проверить

также другие части БАС, для которых эти силы могут оказаться расчетными. При этом, если не оговорено иное, коэффициент безопасности принимается в соответствии с рассматриваемым случаем нагружения.

Помимо случаев нагружения, заданных для различных частей БАС, следует рассмотреть возможные случаи торможения и разгона БАС. Возникающие при этом инерционные силы следует учитывать при определении прочности тех частей БАС, для которых эти силы являются существенными. Это относится, в частности, к прочности баков, поскольку давление в них зависит от инерционных сил.

## Параграф 8. Расчетная масса БАС

65. За расчетную взлетную массу БАС  $m_{\text{взл}}$  принимается максимальная масса БВС (в начале разбега) в условиях нормальной эксплуатации при всех предусмотренных вариантах нагрузки.

66. Полетная масса БВС  $m_{\text{пол}}$ , при которой следует проводить проверку прочности в полетных случаях нагружения в соответствии с заданными в этой главе условиями, рассматривается в диапазоне от расчетной взлетной массы за вычетом наименьшего количества топлива, израсходованного к моменту достижения той или иной конфигурации и высоты полета, до массы БАС без топлива.

67. Расчетная посадочная масса  $m_{\text{пос}}$  устанавливается изготовителем, но принимается не менее массы БАС с нормальной коммерческой нагрузкой и минимальным аэронавигационным запасом топлива. В Руководстве по летной эксплуатации указывается, что посадки, как правило, не производятся с массой, большей чем  $m_{\text{пос max}} = 1,1 m_{\text{пос}}$  ( $m_{\text{пос max}}$  - максимальная посадочная масса БВС), а число посадок с массой более  $m_{\text{пос max}}$  вплоть до  $m_{\text{взл}}$  составляет не более 3 % всего числа посадок.

Значение расчетной посадочной массы следует выбирать так, чтобы отношение  $m_{\text{взл}}/m_{\text{пос}}$  было не более 1,5.

68. Для расчетной взлетной, полетной и расчетной посадочной массы рассматриваются различные варианты загрузки БАС, возможные в эксплуатации.

## Параграф 9. Скорость БВС

69. За максимальную эксплуатационную скорость  $V_{\text{max}}$  э принимается скорость, которую пилот не превышает в нормальной эксплуатации преднамеренно как в режиме горизонтального полета, так и при наборе высоты и при снижении.

70. Расчетная предельная скорость  $V_{\text{max max}}$  устанавливается исходя из возможности непреднамеренного превышения скорости  $V_{\text{max}}$  э как за счет ошибок

пилотирования, так и вследствие встречи БАС со значительными атмосферными возмущениями.

Показывается расчетом не превышение скорости  $V_{max\ max}$  при выполнении следующего маневра.

Принимается, что БАС из установившегося горизонтального полета со скоростью  $V_{max}$  э перешел на снижение с углом наклона траектории  $7,5^0$  и через двадцать (20) секунд выводится из снижения, не превышая  $n_u = 1,5$ . Режим работы двигателей при снижении сохраняется таким же, что и до начала снижения. При наличии конструктивных устройств, автоматически изменяющих сопротивление БВС или тягу двигателей, разрешается учитывать их при анализе траектории снижения. В момент начала кабрирования допускается уменьшение тяги двигателей и применение аэродинамических тормозных устройств, управляемых пилотом.

## **Глава 5. Конструкции БАС**

### **Параграф 1. Компоновка пульта дистанционного управления или станции внешнего пилота (оператора)**

71. Настоящая глава распространяется на компоновку пульта дистанционного управления или станции внешнего пилота (оператора).

Компоновка пульта дистанционного управления или станции внешнего пилота (оператора) обеспечивает членам внешнего экипажа при заданном его составе:

удобное размещение всех членов экипажа на рабочем месте с соблюдением антропометрических требований;

возможность эффективно выполнять функциональные обязанности на всех режимах полета, предусмотренных Руководством по летной эксплуатации.

72. Для каждого члена внешнего экипажа предусматривается наличие рабочего места.

73. Внешним пилотам обеспечивается незатененный, неискаженный и достаточно широкий обзор данных БАС, обеспечивающий удобство пилотирования при всех маневрах и на всех режимах в ожидаемых условиях эксплуатации. Рабочие места внешних пилотов имеют средства, обеспечивающие контроль нахождения глаз пилотов в условном положении на линии визирования. Исключаются блики и отражения, если они затрудняют обзор, днем и ночью в зависимости от ожидаемых условий эксплуатации.

74. Все надписи располагаются у тех элементов, к которым они относятся, и быть хорошо видимы и различимы днем и ночью в зависимости от ожидаемых условий эксплуатации. Не допускается сокращения текстовых надписей и неоднозначность толкования их смысла.

## **Параграф 2. Размещение органов управления БАС, силовой установкой и оборудованием на рабочих местах внешнего экипажа**

75. Все органы управления БАС, силовой установкой и оборудованием, размещаемые на рабочих местах членов внешнего экипажа предусматривают достигаемость и видимость с рабочих мест.

76. Наиболее часто используемые органы управления, в том числе органы управления, используемые во время наиболее сложных этапов полета (например, при заходе на посадку и посадке), а также в сложной и аварийной ситуациях располагаются в наилучших, с точки зрения достигаемости и обзора, зонах рабочей области каждого члена экипажа.

77. Расположение органов управления, форма и размеры их рукояток или кнопок обеспечивают быстрое их опознавание и безошибочные действия во всех условиях пилотирования и особых ситуациях.

Разные по назначению органы управления обеспечивают отличность друг от друга (например, формой, цветом). Рукоятки или кнопки аварийных органов управления или их защитные устройства окрашиваются в красный цвет. Допускается его сочетание с другим цветом.

78. При размещении органов управления, случайное перемещение которых может привести к особым ситуациям, необходимо предусматривать меры, исключающие возможность произвольного (случайного) изменения их положения. Для этого необходимо устанавливать блокировочные устройства, которые не препятствуют пользованию органами управления и затруднению их опознавания.

79. Рукоятки органов управления, используемые в полете несколькими членами экипажа, размещаются в общей для них зоне, либо устанавливаются на рабочих местах тех членов экипажа, в функции которых входит управление этими рукоятками.

80. Направление перемещения органов управления соответствует действию, которое они оказывают на БВС, и находится в зрительном и функциональном соответствии с показаниями индицирующих приборов.

## **Параграф 3. Работы агрегатов БАС**

81. Настоящие Нормы БАС распространяются на следующие функциональные системы БВС:

- управления;
- шасси;
- торможения колес;
- гидравлические и пневматические;
- противообледенительные;
- сбора полетной информации;

защиты БАС от атмосферного электричества.

Нормы БАС распространяются также на аварийно-спасательное оборудование БВС, эксплуатационную технологичность конструкции, конструкционные материалы, грузовые отсеки.

82. Конструкция БАС, его систем и агрегатов соответствует общим требованиям.

83. Работоспособность агрегатов, функциональных систем обеспечивается в условиях внешних воздействий, имеющих место на БАС в процессе эксплуатации БАС в полете и на земле.

84. Трубопроводы, агрегаты и другие элементы систем:

обеспечиваются средствами контроля всех крепежных деталей;

соединяются арматурой, обеспечивающей необходимую герметичность соединений, в соответствии с эксплуатационной документацией.

85. Конструкцию трубопроводов и их элементов функциональных систем БАС следует:

1) выдерживать без потери нормированной герметичности нагрузки от давления и пульсаций рабочего тела системы, вибрации, монтажные и температурные напряжения, деформации конструкции планера, инерционные силы, которые действуют на трубопроводы и их элементы в ожидаемых условиях эксплуатации БАС в пределах установленного для этих трубопроводов назначенного ресурса;

2) подвергать испытаниям на герметичность, плотность (опрессовке) и прочность.

Испытания на усталость отдельных трубопроводов и их элементов, отказ которых может привести к ситуации хуже усложнения условий полета, базируются на нагрузках, действующих в реальной эксплуатации БАС, и учитывать как нагрузки от рабочего тела системы, так и внешние нагрузки;

3) иметь подтвержденный расчетом и (или) испытаниями на выносливость назначенный ресурс;

4) обеспечивать гарантированные зазоры с конструкцией БАС, ее подвижными элементами, а также иметь элементы, компенсирующие возможные деформации трубопроводов.

86. Все устройства, непреднамеренное срабатывание которых может привести к нежелательным последствиям (особой ситуации), защищаются от их случайного срабатывания.

#### **Параграф 4. Температурные прочностные и статические испытания БАС и его компонентов**

87. БАС, подвергающихся значительным температурным воздействиям от двигателя, проверяются с учетом влияния этих воздействий. Прочность панелей конструкции БАС, соприкасающихся с выходящей струей двигателя, определяется с учетом влияния этой струи на величину нагрузок, а также с учетом влияния вызванных ею температур.

88. Статические испытания опытного и серийных БАС следует проводить по специальным программам.

89. В программу испытаний включаются случаи нагружения, а также испытания всех частей и элементов конструкции летательного аппарата, для которых расчет на прочность не дает надежного решения.

90. В процессе статических испытаний при нагружении до 67 % расчетных нагрузок проводится тщательная тензометрия в объеме, достаточном для обследования напряженного состояния конструкции БАС.

91. Статические испытания частей БАС проводятся, как правило, до 100% расчетных нагрузок или до разрушения. Случаи нагружения, испытания на которые следует проводить до разрушения, выбираются на основе расчетов и опыта проектирования с учетом целесообразной очередности проведения статических испытаний различных частей БАС.

При необходимости проверки какой-либо части БАС при статических испытаниях на несколько расчетных случаев, в которых при 100 % расчетной нагрузки напряжения в отдельных элементах близки к разрушающим, следует доводить нагрузку до 100% в одном из расчетных случаев, а в остальных до 90-80 % расчетной нагрузки. При этом, когда испытания проводятся до 80 % расчетной нагрузки, напряженное состояние обследуется путем тензометрии при нагрузках, превышающих 67 % расчетных.

92. Прочность тех панелей и элементов конструкции БАС, для которых расчет показывает существенное влияние повышенных температур, проверяется статическими испытаниями, как с нагревом, так и без нагрева.

#### **Параграф 5. Обеспечение безопасности полета по условиям усталостной прочности конструкции БАС**

93. При конструировании БАС, конструкция обеспечивает чтобы под воздействием повторяющихся в эксплуатации нагрузок и температур в течение определенной наработки (назначенного ресурса) ее повреждения, которые могут непосредственно привести к катастрофической ситуации, были практически невероятными.

Удовлетворение этому условию, помимо создания соответствующей конструкции БАС, обеспечивается производственно-технологическими процессами изготовления и ремонта, техническим обслуживанием и соблюдением установленных правил и условий эксплуатации и подтверждаться результатами расчетов, исследованием фактических условий эксплуатации, в том числе действующих нагрузок, результатами лабораторных испытаний на выносливость и живучесть (безопасность повреждения) и опытом эксплуатации БАС данного типа и (или) БАС аналогичных типов.

При установлении ресурса учитываются влияние износа и возможное снижение прочностных характеристик конструкции, вызываемое температурными воздействиями, коррозией, а также другими изменениями свойств конструкции, связанными со



временем, условиями эксплуатации и хранения. В процессе эксплуатации осуществляется систематический контроль состояния конструкции, обеспечивающий выявление контролируемых факторов, приводящих к недопустимому снижению усталостной прочности конструкции (коррозия, износ, случайные механические повреждения).

Ресурс конструкции БАС устанавливается по ресурсу конструктивных элементов, разрушение или появление повреждений в которых может непосредственно привести к катастрофической ситуации. Разрушения или повреждения в элементах конструкции, непосредственно не угрожающие безопасности полета, могут не приниматься во внимание при установлении ресурса всей конструкции.

Если для отдельных элементов конструкции, которые могут быть заменены в процессе эксплуатации, имеется свой ресурс, для конструкции в целом ресурс следует устанавливать без учета ресурса этих элементов.

94. Обеспечение достаточной выносливости БАС для опасных по усталостной прочности мест конструкции, устанавливаемых на основе расчетов и имеющегося опыта, предусматривается (с учетом требуемого ресурса) уже на стадии проектирования. При этом следует обращать внимание на выбор соответствующего материала, общую напряженность конструкции, максимальное возможное снижение концентрации напряжений, рациональность технологии изготовления элементов конструкции и их сборки, надежность системы контроля качества изготавливаемой продукции, а также на максимальное повышение выносливости на основе использования соответствующих конструктивно-технологических мероприятий.

Эффективность мероприятий проверяется лабораторными испытаниями на выносливость отдельных конструктивных элементов (узлов, стыков, панелей, отсеков).

95. При проектировании БАС следует предусматривать меры, обеспечивающие живучесть (безопасное повреждение) основной силовой конструкции, а именно:

по возможности обеспечиваются условия осмотра или инструментального контроля основных силовых элементов конструкции в процессе эксплуатации БАС, особенно в местах повышенной концентрации напряжений и вероятных зонах возникновения усталостных повреждений;

обеспечивается, более медленное развитие вероятных усталостных повреждений с тем, чтобы остаточная прочность и жесткость конструкции вплоть до момента падежного обнаружения повреждения при осмотре (инструментальном контроле) были достаточны для безопасной эксплуатации БАС;

для мест конструкции, недоступных для осмотра (инструментального контроля) в процессе эксплуатации либо характеризующихся неприемлемо высокой скоростью развития усталостных повреждений, а также для тех мест, усталостное повреждение которых может привести к опасным аэроупругим явлениям (флаттер, дивергенция).

96. По результатам работ в процессе проектирования проводится анализ возможности и условий (мероприятий) отработки БАС требуемого ресурса на основе расчетной оценки усталостной прочности конструкции и прогноза возможных мест возникновения усталостных повреждений.

97. Безопасность конструкции по условиям усталостной прочности подтверждается на следующих этапах эксплуатации БАС:

1) перед началом регулярной эксплуатации при установлении начального назначенного ресурса;

2) в процессе эксплуатации по мере выработки ранее установленного ресурса. При этом проводится последовательное (поэтапное) установление увеличенных значений назначенного ресурса (вплоть до ресурса до списания) на основе повышения достоверности сведений об условиях нагружения конструкции и характеристиках ее усталостной прочности, анализа и учета влияния условий эксплуатации и о мере накопления опыта эксплуатации.

Значения начального назначенного ресурса и ресурса до списания соответствуют указанным в ожидаемых условиях эксплуатации.

98. По результатам работ на всех этапах установления назначенных ресурсов, изготовитель и заказчик в установленном порядке вносят соответствующие указания и рекомендации в эксплуатационную и ремонтную документацию.

#### **Параграф 6. Установление назначенного ресурса**

99. Назначенный ресурс конструкции БАС, выражаемый количеством летных часов и числом полетов или количеством циклов функционирования, не превышает допустимую наработку в эксплуатации:

по условиям выносливости конструкции;

с учетом живучести (безопасного повреждения) конструкции.

100. Допустимая наработка в эксплуатации по условиям выносливости конструкции определяется на основе результатов лабораторных испытаний на выносливость конструкции в целом и (или) таких испытаний на выносливость, которые по условиям нагружения и охвату возможных слабых мест приближаются к условиям испытаний конструкции в целом.

Испытания на выносливость проводятся на совокупность внешних воздействий и переменных нагрузок, соответствующих воздействиям и нагрузкам на рассматриваемую конструкцию в эксплуатации. При невозможности проведения таких испытаний влияние нагрузок и (или) внешних воздействий, не прикладываемых к конструкции, осуществляется оценивание надежным образом.

Испытаниям на выносливость подвергаются:

крыло, в том числе элероны, закрылки, предкрылки и другие элементы механизации крыла;

оперение (стабилизатор, киль, рули высоты и направления);  
фюзеляж;  
шасси, в том числе колеса и тормоза;  
система управления БАС;  
установки под двигатели.

Испытаниям на выносливость подвергаются также и другие части конструкции, агрегаты и установки, входящие в основную силовую схему конструкции, если их разрушение в полете или при движении по земле непосредственно угрожает безопасности полета.

При определении характеристик выносливости приемлемыми расчетно-экспериментальными методами, учитывающими результаты испытаний конструктивных элементов (панелей, узлов), эти методы содержат обоснованную величину поправочного коэффициента к долговечности, определяемого с учетом масштабного фактора и степени соответствия напряженно-деформированного состояния натурной конструкции и образца.

К испытаниям на выносливость не допускается конструкция, прошедшая статические испытания.

Программа испытаний на выносливость обеспечивает отражение всех режимов нагружения, имеющих место в условиях эксплуатации, для которых сочетание величин переменных нагрузок и числа циклов нагружения может повлиять на ресурс.

Если программа испытаний предусматривает нагружение конструкции ограниченным числом ступеней нагрузки, то характеристики выбранных ступеней следует, ближе соответствовать режимам, нагрузки которых вносят наибольшую долю усталостной повреждаемости. При этом для опасных по усталостной прочности мест конструкции соответствующим расчетом определяются эквиваленты между нагрузками при испытаниях и в эксплуатации с учетом возможного отличия величины эквивалента на стадии до возникновения усталостного повреждения от значения на стадии развития усталостного повреждения, а также с учетом возможного рассеяния параметров условий эксплуатации.

Программа испытаний и величины эквивалентов обеспечивается уточнение на основе учета опыта эксплуатации и сравнительного анализа результатов лабораторных испытаний на выносливость и данных по техническому состоянию парка БАС.

Программа испытаний на выносливость основывается на:

типовом полете (или совокупности типовых полетов совместно с относительной долей их осуществления), включающем режимы буксировки,

выруливания на старт, опробования двигателей на земле, разбега, набора высоты, полета на крейсерском режиме, снижения, захода на посадку, пробега и заруливания на стоянку, с учетом их продолжительности (протяженности) и совокупности других параметров, характеризующих каждый из указанных режимов;

повторяемости нагрузок, вызванных воздействием атмосферной турбулентности, с учетом различных высот полета и разных географических районов, соответствующих трассам эксплуатации БАС;

повторяемости маневренных нагрузок, связанных с условиями и правилами эксплуатации БАС данного типа;

повторяемости нагрузок при посадке, при работе двигателей и при движении по земле (буксировка, руление, разбег, пробег);

повторяемости нагрузок при использовании средств механизации крыла и различных способов торможения БАС в воздухе и на земле, а также при применении и полете различного рода автоматических устройств;

повторяемости избыточного давления в герметической кабине в процессе нормальной эксплуатации и при ее опрессовках после ремонтов.

Программы испытаний конструкции в целом или ее отдельных частей обеспечивают учетывание такого рода нагрузки, как высокочастотные нагрузки от струи винта или реактивного двигателя, от пульсаций аэродинамического давления, нагрузки от неравномерного нагрева конструкции, нагрузки от дисбаланса колес и другие, если на основе проведенного анализа или имеющегося опыта установлено, что эти нагрузки могут повлиять на ресурс рассматриваемой конструкции.

При испытаниях на выносливость подвижных элементов силовой конструкции (система выпуска и уборки шасси, закрылков) воспроизводится необходимое сочетание переменных нагрузок и движения с целью учета влияния износа и коррозии в сочленениях, а также изменений напряженности, связанных с кинематикой движения, если на основе проведенного анализа или имеющегося опыта установлено, что это влияние может оказаться существенным.

Если идентичные конструктивные элементы не доведены до одинакового состояния (до образования усталостного повреждения, до возникновения повреждения определенной величины, до полного или частичного разрушения отдельных конструктивных элементов), определение среднего числа циклов (блоков) и выбор коэффициента проводится по результатам специального анализа.

Если во время испытаний на выносливость разрушается или повреждается какой-либо конструктивный элемент, то его следует заменить новым или провести ремонт поврежденного места. Следует предусматривать замену (ремонт) после обнаружения повреждения провести нагружение до определенного приемлемого числа циклов с целью изучения длительности развития повреждения. Испытания продолжаются для выявления других критических мест конструкции и проверки эффективности ремонта. При этом наработка замененного или отремонтированного конструктивного элемента отсчитывается с начала его испытаний, а всей остальной конструкции - по суммарному объему испытаний.

Если замена или ремонт вызывают существенное изменение напряженного состояния в элементах остальной конструкции, эти изменения следует учитывать соответствующим уточнением величин эквивалентов. При невозможности или ненадежности такого учета дальнейшие испытания таких элементов считаются незачетными.

101. Допустимая наработка конструкции в эксплуатации с учетом живучести (безопасного повреждения) определяется на основе лабораторных испытаний на выносливость и живучесть конструкции в целом, соответствующих расчетов выносливости, а также таких лабораторных испытаний на живучесть, которые по условиям нагружения и закрепления приближаются к условиям испытаний конструкции в целом.

Лабораторные испытания на живучесть (безопасность повреждения) проводятся с целью подтверждения того, что остаточная прочность конструкции при возможном ее усталостном повреждении или частичном (полном) разрушении отдельных конструктивных элементов сохраняет величину, необходимую для обеспечения безопасности полета. Места и степень повреждений, создаваемых при лабораторных испытаниях на живучесть, определяются в зависимости от конкретного типа конструкции и возможности обнаружения повреждения в эксплуатации с учетом контроле пригодности конструкции и скорости развития повреждений под действием переменных нагрузок, ожидаемых в эксплуатации.

102. Необходимо, чтобы объем лабораторных испытаний на выносливость конструкции БАС, проведенных с удовлетворительными результатами, к моменту установления начального назначенного ресурса соответствовал не менее чем однократному (без коэффициента надежности) ресурсу до списания.

Величины нагрузок и их повторяемость в предполагаемых условиях эксплуатации БАС определяются на основе материалов по БАС аналогичных типов, результатов прогноза условий эксплуатации, данных по измерениям нагрузок в процессе проведенных летных испытаний и расчетов.

103. Назначенный ресурс последовательно (по этапам) увеличивается по мере выработки начального или очередного назначенного ресурса на основании:

уточнения характера и условий эксплуатации парка БАС;

уточнения нагруженности агрегатов БАС по результатам специальных летных испытаний;

накопления статистики по повторяемости перегрузок в центре тяжести при полетах БАС данного типа;

результатов, в случае необходимости, дополнительных лабораторных испытаний на выносливость и живучесть (безопасность повреждений), в том числе конструкций с наработкой в эксплуатации;

опыта эксплуатации БАС данного типа.

## Глава 6. Двигатель БВС

### Параграф 1. Конструкция двигателя БВС

104. Двигатель вместе с его системами и агрегатами проектируется и изготавливается так, чтобы в ожидаемых условиях эксплуатации в течение назначенного ресурса и срока службы отказы с опасными последствиями, приводящие к возникновению катастрофической ситуации, оценивались за час наработки двигателя как события практически невероятные. Подтверждение выполнения этого требования проводится на основе анализа конкретной схемы и реальной конструкции, материалов статистической оценки надежности подобных конструкций за длительный период эксплуатации, а также результатов испытаний данной конструкции.

105. При ожидаемых условиях эксплуатации как на установившихся режимах, так и при переменных процессах (допускаемых конструкцией двигателя и его автоматики) в двигателе не допускается возникновение помпажа компрессора. Помпаж, возникающий в полете в результате непредвиденных факторов (появление маловероятной неисправности, возможные ошибки экипажа), исключает возникновение отказов двигателя с опасными последствиями.

106. Двигатель проектируется так, чтобы возможное при эксплуатации попадание в него посторонних предметов (птиц, воды, дождя, кусков льда и града) не вызывало последствий, при условиях, регламентированных требованиями этого пункта.

107. Двигатель и его агрегаты проектируются и изготавливаются так, чтобы была обеспечена возможность осмотра, технического обслуживания и замены деталей, агрегатов и других элементов конструкции двигателя в эксплуатации в соответствии с Руководством по технической эксплуатации и Регламентом технического обслуживания двигателя.

108. В целях пожарной защиты двигателя, на двигателе предусматриваются:

- 1) конструктивные меры, предупреждающие возникновение и распространение пожара;
- 2) система обнаружения перегрева (пожара);
- 3) дренажи для исключения скопления горючих жидкостей и их паров в тех местах на двигателе, где возможно их возгорание;
- 4) устройства экстренного выключения двигателя.

На двигателе выполняются огнестойкие или защищенные от воздействия высоких температур следующие элементы:

элементы органов системы управления выключением двигателя;

трубопроводы или емкости (баки), содержащие топливо, масло или их пары и рабочую жидкость гидросистемы;

электропровода системы управления органами средств выключения двигателя и других систем, которые признаны необходимыми для обеспечения контроля за двигателем во время пожара и после пожара;

воздухопроводы, разрушение которых от действия высокой температуры при пожаре может привести к подаче воздуха в мотогондолу;

трубопроводы и распылительные устройства системы пожаротушения.

Применение в компрессорах двигателя деталей из сплавов на основе титана может быть допущено, если максимальные возможные температуры деталей из этих сплавов не превышают предельных значений:

1) 500 °С - для рабочих лопаток;

2) 330 °С - для лопаток направляющих аппаратов;

3) 300 °С - для внутренних оболочек корпусов и лабиринтов.

Указанная предельная температура для деталей из сплавов титана не распространяется на лабиринты, расположенные на барабанах и дисках ротора под лопатками направляющих аппаратов, если сопрягающиеся детали изготовлены из различных материалов (например, консольные лопатки или внутренние кольца под направляющим аппаратом - из стали, ротор - из титана).

Конструкция компрессора с деталями, изготовленными из сплавов на основе титана, соответствует следующим требованиям:

исключать возможность трения титановых деталей между собой в нормальных условиях эксплуатации, а также в результате нарушения осевых и радиальных зазоров между статорными и роторными элементами;

иметь внутренние оболочки корпусов и лопатки направляющих аппаратов из стальных или никелевых сплавов, если не выполнено условие.

Двигатели оборудуются системой подачи огнегасительного вещества во внутренние масляные полости в том случае, если анализом конструкции и опыта доводки двигателя, а также опыта эксплуатации прототипов показано, что пожар во внутренних масляных полостях может возникнуть и при этом не может быть ликвидирован путем выключения двигателя.

Непреднамеренная подача огнегасительного вещества не приводит к нарушению нормальной работы двигателя.

Устройства для подачи огнегасительного вещества отвечают требованиям.

В Руководстве по технической эксплуатации двигателя указывается последовательность операций при применении огнегасительного вещества.

В компоновке двигателя предусматривается:

размещение агрегатов масляной и топливной систем по возможности вне горячей части двигателя;

перепуск воздуха из компрессора и отвод воздуха из полостей суфлирования масляной системы не в подкапотное пространство, а в атмосферу или в наружный контур двухконтурного двигателя.

Для предотвращения возгорания масла, протекшего через масляные уплотнения валов, обеспечивается возможность:

отвода масла из полостей между масляными и воздушными уплотнениями валов через специальный канал;

прекращения подачи масла нагнетающим насосом в случае отказа откачивающих насосов.

В камере сгорания двигателя и его выхлопной трубе исключается образование застойных зон, в которых может скапливаться топливо при неудавшихся запусках двигателя, и предусматривается необходимый дренаж топлива.

109. Для устранения разности электрических потенциалов основных элементов двигателя между ними обеспечиваются электрические контакты (металлизация) и предусматривается возможность электрических контактов двигателя с примыкающими к нему элементами БАС при его установке на БАС.

110. Следует проводить анализ причин и последствий функциональных отказов двигателя с учетом истории доводки двигателя и опыта эксплуатации его прототипа или аналога.

По отказам, которые могут иметь опасные последствия, предусматривается, что в конструкции, технологии изготовления и документации по техническому обслуживанию двигателя предусмотрены специальные меры:

- 1) по предотвращению таких отказов;
- 2) по своевременному выявлению и устранению дефектов и повреждений двигателя, которые могут привести к возникновению отказов с опасными последствиями.

111. Обеспечивается взаимозаменяемость двигателей в ожидаемых компоновках силовой установки. В виде исключения допускается перестановка отдельных агрегатов или других элементов конструкции двигателя при условии обеспечения их взаимозаменяемости.

112. Детали и агрегаты двигателя защищаются от коррозии и износа в эксплуатации и при хранении соответствующими способами, регламентированными технической документацией.

Консервация и расконсервация двигателя исключает требование частичной разборки двигателя или демонтажа агрегатов.

113. Детали двигателя, отказ которых может создать опасные последствия, маркируются так, чтобы можно было, используя техническую документацию, получить необходимые сведения об изготовлении этих деталей. В технической документации на изготовление этих деталей предусматривается повышенный объем их контроля.



114. Демонстрируется, что транспортирование двигателя в соответствии с технической документацией не снижает его работоспособности.

115. Двигатель оборудуется стояночным тормозом или другими средствами, предотвращающими вращение воздушных винтов. При наличии стояночного тормоза он блокируется с системой запуска турбовинтового двигателя.

## **Параграф 2. Прочность двигателя БВС**

116. Статические и динамические напряжения, деформации и нагрузки в деталях двигателя, а также вибрации в местах его подвески к БВС и крепления агрегатов не допускают при данных особенностях конструкции, используемых материалах и принятой технологии изготовления превышения значений, установленных с учетом опыта эксплуатации и результатов специальных испытаний.

117. Обрыв рабочей лопатки компрессора или турбины, а также вторичные явления, возникающие в результате ее обрыва (разрушение других лопаток, увеличение дисбаланса ротора, местное повышение температуры), не допускают возникновения опасных последствий.

118. Элементы роторов двигателя, для которых при их разрушении не обеспечена локализация обломков внутри корпусов двигателя (лопатки вентилятора, диски), обладают достаточной прочностью, чтобы противостоять максимальным механическим и тепловым нагрузкам, возможным в ожидаемых условиях эксплуатации.

119. Элементы роторов не удерживаемые при разрушении корпусами двигателя (диски, валы, лопатки вентилятора), подвергаются неразрушающему контролю на всех этапах производства согласно указаниям технической документации, в том числе контролю механических свойств материала на образцах, вырезанных из прибыльной части каждой заготовки.

120. Путем анализа отказов и/или соответствующими испытаниями демонстрируется, что разрушение валов турбины или компрессора, их расцепление и смещение относительно прилегающих деталей либо не приводит к отказам с опасными последствиями, либо практически невероятно.

## **Параграф 3. Материалы двигателя**

121. Все материалы, используемые для изготовления деталей двигателя, его систем и агрегатов, соответствуют требованиям действующих стандартов, норм и технических условий и выбираются с учетом действительных условий их работы в двигателе в течение ресурса, а также соответствующих сроков службы и хранения.

Везде, где это возможно, применяются материалы, обладающие достаточными антикоррозионными свойствами и износостойкостью.

Обоснование выбора материалов включается в техническую документацию по двигателю.

122. В техническую документацию на двигатель включаются данные о допустимых к применению в эксплуатации расходных материалах (основных и резервных топливах и маслах, смазках, специальных жидкостях). Все используемые расходные материалы соответствуют действующим стандартам.

123. Для топлив и масел, допущенных к применению на двигателе, указываются в Руководстве по технической эксплуатации зарубежные аналоги.

124. Выбор материалов для деталей проточной части компрессоров из титановых сплавов производится с учетом требований. Для новых материалов на основе титана специальными испытаниями на образцах или элементах конструкции двигателя подтверждается отсутствие их самоподдерживающегося горения.

125. Если в конструкции двигателя применены материалы, впитывающие жидкости, которые могут усиливать коррозию или горение, то разрабатываются средства защиты этих материалов от пропитки жидкостями.

#### **Параграф 4. Технология двигателя**

126. Технология изготовления обеспечивает стабильность исходных прочностных характеристик деталей двигателя и качество его сборки.

Принятая и включенная в Руководство по технической эксплуатации технология устранения повреждений элементов газоздушного тракта (например, забоин на лопатках, трещин на деталях реверсивного устройства) обеспечивает сохранение работоспособности двигателя в соответствии с технической документацией на двигатель.

Детали двигателя, требующие определенного положения при сборке, имеют соответствующие конструктивные элементы или метки, исключающие возможность их неправильного монтажа.

Элементы крепления и фиксации деталей двигателя удовлетворяют в условиях производства и ремонта следующим требованиям:

1) конструкция и технология крепления рабочих лопаток компрессора и турбины, не имеющих бандажных полок обеспечивают возможность замены отдельных лопаток без снятия других лопаток соответствующей ступени;

2) фиксация деталей в разъемных соединениях двигателя с применением керновки и завальцовки разрешается только в соединениях, где используются детали разового применения, а также в случаях, когда у деталей имеются специальные элементы для повторной завальцовки;

3) в резьбовых соединениях в случае необходимости предусматриваются меры предупреждения прихватывания деталей по резьбе.

Конструкция и технология монтажа подшипников двигателя обеспечивают возможность их многократного демонтажа без повреждения тел и дорожек качения.

Динамическая балансировка роторов двигателя осуществляется за счет перестановки лопаток и (или) специальных регулировочных элементов. Проведение балансировки роторов путем снятия материала допускается только при изготовлении двигателя.

В случае замены в эксплуатации модулей двигателя (на двигателе модульной конструкции) исключается необходимость:

совместной обработки модулей;

последующей балансировки роторов на специальных стендах;

проведения контрольных испытаний двигателя.

Необходимые проверки и регулировки двигателя после замены модулей проводятся в соответствии с Руководством по технической эксплуатации.

127. Изготовление и контроль деталей из литых заготовок, применяемых в конструкции двигателя, следует осуществлять в соответствии с требованиями, указанными в технической документации.

128. Для обеспечения необходимой прочности применяемых в конструкции двигателя деталей, получаемых из горячедеформированных заготовок, соответствующие технологииковки и штамповки, термообработки и контроля качества устанавливаются на основании технической документации для каждого типа горячедеформированных заготовок.

Горячедеформированные заготовки разделяются на соответствующие группы по способам, объему и видам контроля в зависимости от ответственности и условий работы деталей, для изготовления которых предназначаются эти заготовки. Группы контроля указываются в технической документации.

Способы и виды контроля требуемого качества горячедеформированных заготовок (анализы химического состава, испытания по определению механических свойств, металлургические исследования, испытание стандартных образцов разрушением, прочностные исследования, рентгенографический контроль) следует указывать в технической документации.

Техническая документация содержит требования, необходимые для разработки чертежей, технологии изготовления и способов контроля горячедеформированных заготовок, обеспечивающие необходимую стабильность их свойств.

Если способ контроля предусматривает испытание механических свойств материала на образцах, то каждая горячедеформированная заготовка имеет одну или несколько технологических прибылей, которые после термообработки используются для изготовления образцов, испытываемых с целью установления соответствия применяемого материала требованиям технической документации.

129. Для обеспечения необходимой прочности сварных (паяных) деталей двигателя на основании технической документации устанавливается соответствующая технология их сварки или пайки, термообработки и контроля качества. Материалы и их сочетания, используемые для изготовления деталей горячей части двигателя с применением сварочных процессов, обладают свойствами, предотвращающими образование трещин на сварных швах, околошовных зонах и по целому материалу под воздействием повторных и длительных нагревов.

Предусматривается возможность использования сварки для устранения сварочных и других дефектов при ремонте двигателя.

Технология сварки (пайки), виды и объем контроля указываются в соответствующей технической документации.

130. Сварные элементы конструкции двигателя обеспечивают в случае необходимости возможность применения рентгеновского (или другого неразрушающего) контроля всех сварных (паяных) швов после сварки и термообработки. В случае невозможности применения такого контроля на окончательно изготовленных конструкциях обеспечивается возможность его применения на промежуточных операциях изготовления.

131. Обеспечивается качество сварных (паяных) конструкций, регламентированное соответствующей технической документацией. В зависимости от условий работы детали предусматривают типовые или особые виды контроля - испытания на герметичность под избыточным давлением, контрольное разрушение, физические методы контроля (магнитный, вихретоковый, ультразвуковой, импедансный и другие)

132. Все сварные (паяные) швы подвергаются визуальному контролю и приемлемым методам дефектоскопии. После термообработки сварных элементов конструкции может назначаться дополнительный контроль.

133. Принятые для сварных элементов конструкции виды и объемы контроля применяются в стадии освоения технологии изготовления двигателя непрерывно до достижения необходимого стабильного уровня их качества.

## **Параграф 5. Ресурсы двигателя**

134. Конструкция двигателя предусматривает в течение определенного времени эксплуатации (назначенного ресурса) выдерживание без разрушений, угрожающих безопасности полета, воздействия повторяющихся в эксплуатации нагрузок.

При сертификации двигателя "до установки на БАС" устанавливаются начальные назначенные ресурсы двигателя и его основных деталей и начальный ресурс двигателя до первого капитального ремонта в соответствии с ожидаемыми условиями эксплуатации.

135. Ресурсы подтверждаются испытаниями двигателя и его основных деталей.

Ресурсы агрегатов и комплектующих изделий устанавливаются на основании их испытаний в системе двигателя, а также автономных испытаний на специальных установках.

## **Параграф 6. Топливная система двигателя**

136. Топливная система обеспечивает питание двигателя топливом при запуске и на всех режимах в ожидаемых условиях эксплуатации. Система обеспечивает работу двигателя в особых условиях эксплуатации, указанных в технических условиях.

137. Топливо подается к форсункам насосом (насосами) высокого давления, приводимым от двигателя (или другого энергетического устройства). Полная производительность насоса не менее максимальной потребной для обеспечения устойчивой работы двигателя на максимальном (взлетном) режиме в ожидаемых условиях эксплуатации. При наличии двух насосов каждый из них имеет независимый привод. Отказ одного насоса не допускает влияние на привод или характеристики другого насоса.

138. Во всасывающей магистрали основного топливного насоса (насосов) высокого давления устанавливается фильтр с пропускной способностью и тонкостью очистки.

139. Конструкция топливных фильтров обеспечивает:

1) требуемый расход топлива через перепускной предохранительный клапан в случаях засорения фильтрующего элемента механическими примесями или льдом, образующимся в результате замерзания воды, содержащейся в топливе. Фильтр оборудуется сигнализатором максимального перепада давления на фильтре;

2) необходимую степень фильтрации в течение максимальных сроков, предусмотренных для осмотров и очистки фильтров, при работе на топливе с заданным уровнем загрязнения механическими примесями и свободной водой.

140. Дренажные устройства системы исключают возможность попадания топлива в двигательный отсек и в другие пожароопасные зоны, а также на стояночную площадку аэродрома.

141. При эксплуатации двигателя на топливе, не содержащем противообледенительной присадки, топливная система оснащается устройством защиты фильтра от обледенения.

142. Все элементы топливной системы, работа которых согласно Руководства по технической эксплуатации и Регламента технического обслуживания контролируется обслуживающим персоналом, который имеет удобный доступ.

143. В конструкции двигателя предусматривается система для сбора и утилизации жидкого топлива при ложном или неудавшемся запуске и после остановки во время эксплуатации двигателя на земле и в полете.

Емкость для сбора топлива, сливаемого из нижних точек газовой воздушного тракта, не используется для других жидкостей и автоматически опорожняется с возвратом

топлива в двигатель при его работе. Возврат топлива производится, минуя самолетные баки, если иное не оговорено в технической документации.

### **Параграф 7. Масляная система двигателя**

144. Двигатель имеет автономную масляную систему с отдельным баком. Схема, конструкция и органы регулирования масляной системы обеспечивают функции:

- 1) поддержания установленных давлений и температур масла для смазки и охлаждения деталей и узлов трения;
- 2) демпфирования опор роторов;
- 3) работы агрегатов управления, использующих масло в качестве рабочей жидкости ;
- 4) отвода воздуха из полостей опор и масляного бака;
- 5) выноса маслом частиц износа поверхностей трения из двигателя;
- 6) очистки масла в процессе его циркуляции от включений размером более 40 мкм.

Эти функции выполняются на всех режимах работы двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации.

В турбовинтовых двигателях масляная система обеспечивает бесперебойную подачу масла в воздушный винт и его агрегаты с температурами и давлениями, классом чистоты и содержанием воздуха, приемлемыми для их нормальной работы в ожидаемых условиях эксплуатации.

Масляный бак может устанавливаться вне двигателя, если будет доказана целесообразность такой компоновки.

145. Конструктивными средствами в опорах и масляной системе двигателя исключается:

- 1) изменение физико-химических свойств циркулирующего через двигатель масла свыше допустимых техническими условиями норм из-за высоких температур омываемых им поверхностей;
- 2) износ пар трения свыше допустимых пределов, указанных в рабочих чертежах;
- 3) отложение кокса в трубах суфлирования в пределах, ведущих к повышению давления в суфлируемых полостях;
- 4) утечки масла через уплотнения валов, вызывающие загрязнение отбираемого от двигателя на нужды БАС воздуха сверх предельно допустимых концентраций;
- 5) утечки или выброс масла через суфлер сверх нормы расхода масла, приведенной в технической документации на двигатель;
- 6) образование в нагнетающем насосе воздушных пробок при заполнении системы маслом или отливе масла от маслозаборника в полете;
- 7) переполнение двигателя маслом, как при неработающем двигателе, так и на всех режимах его работы на земле и в полете, в том числе на режиме авторотации;
- 8) загрязнение сливаемым маслом поверхности двигателя и БАС.

146. Основные агрегаты и элементы (бак, масляные насосы, центробежные воздухоотделители, клапаны, краны, фильтры, теплообменники, измерительные и сигнализирующие устройства), относящиеся к масляной системе, располагаются на двигателе так, чтобы обеспечивались:

- 1) пожарная безопасность;
- 2) возможность нетрудоемкой замены отдельных неисправных деталей и агрегатов системы;
- 3) ускоренный подогрев масла в системе при низкотемпературном запуске с помощью штатных наземных источников тепла.

Штатные наземные источники тепла, если они используются для двигателя, указываются в Руководстве по технической эксплуатации.

147. Потребный запас масла в баке при заполненной системе определяется суммой:

- 1) двукратного количества масла, расходуемого за полет, в соответствии с часовым расходом масла, указанным в технической документации, но не менее 12-кратного часового расхода;
- 2) количества масла, необходимого для обеспечения стабильной циркуляции масла через двигатель на всех режимах его работы;
- 3) количества масла, которое должно оставаться в специальном отсеке бака для подачи к агрегатам регулирования двигателя при возможных отрицательных перегрузках, в случае потери системой масла и для обеспечения флюгирования лопастей воздушного винта;
- 4) количества масла, находящегося в баке ниже среза маслозаборника.

148. Масляный бак имеет:

- 1) заливную горловину и устройство с краном нажимного самоконтрящегося типа для слива масла из бака;
- 2) клапан для закрытой дистанционной заправки маслом под давлением в аэродромных условиях с устройством, предотвращающим переполнение бака при заправке, и штуцером, имеющим стандартные размеры;
- 3) легкоъемную крышку заливной горловины;
- 4) съемный сетчатый фильтр в заливной горловине с толщиной очистки масла 0,2 миллиметров;
- 5) устройство для измерения количества масла в баке (с погрешностью не более + 4 % от максимального заправляемого количества) и средства сигнализации допустимых максимального и минимального уровней масла в баке;
- 6) не заполняемый маслом объем не менее 20 % объема бака;
- 7) конструкцию, исключаящую возможность скопления в заливной горловине и вблизи нее остатков масла после заправки;
- 8) трафарет с указанием марки и количества заправляемого масла, укрепленный возле заливной горловины;

9) крепление, исключающее смещения и повреждения бака при возможных в ожидаемых условиях эксплуатации механических и тепловых нагрузках;

10) специальный отсек, оборудованный маслозаборником;

11) устройства возврата масла в бак, обеспечивающие отделение содержащегося в масле воздуха;

12) устройства, обеспечивающие поступление масла в двигатель, а также суфлирование бака при перегрузках и эволюциях, возможных в ожидаемых условиях эксплуатации. Расположение устройства исключает засасывание отстоя;

13) кран или пробку для полного слива масла и конденсата в нижней точке бака с фиксацией его закрытого положения.

149. Откачивающие насосы масляной системы двигателя, а также форсунки, подводящие масло к подшипникам роторов двигателя, обеспечиваются защитой от попадания в них инородных частиц защитными фильтроэлементами.

Фильтроэлементы перед форсунками могут не устанавливаться, если в конструкции предусмотрены другие меры по защите от попадания в них вместе с маслом посторонних частиц.

150. На входе масла в двигатель устанавливается фильтр надлежащей пропускной способности и тонкости очистки. При этом:

1) фильтр обладает способностью работать без очистки в течение срока, предусмотренного Регламентом технического обслуживания;

2) в конструкции фильтра предусматривается клапан перепуска масла мимо фильтрующего элемента в случае его засорения или при запуске двигателя при низкой температуре масла;

3) исключается смыв и унос в масляную систему отложений с фильтрующего элемента и днища отстойной полости корпуса фильтра при открытии перепускного клапана;

4) фильтр имеет отстойную полость со сливным краном и устанавливается в месте, удобном для периодического осмотра; течь масла из корпуса фильтра при снятии фильтрующего элемента исключается;

5) фильтр оборудуется сигнализаторами максимального допустимого перепада давления на фильтрующем элементе или иным эквивалентным средством для сигнализации засорения фильтра.

151. Суфлер масляной системы обеспечивает выпуск воздуха, проникающего через уплотнения опор, во всех ожидаемых условиях эксплуатации в пределах, необходимых для поддержания в полостях опор, баке и коробке приводов давления, достаточного для обеспечения подачи насосов в высотных условиях. Суфлер одновременно выполняет функции отделения масла от масловоздушной среды и возвращения отделенного масла обратно в масляную систему. Суфлирующий патрубок защищается от попадания в него посторонних предметов и замерзания конденсата.



152. Прокачка масла через двигатель на режиме авторотации обеспечивает полет в течение времени, равного половине времени полета по маршруту наибольшей протяженности во всех ожидаемых условиях эксплуатации без повреждения трущихся деталей, без внутренних утечек и внешнего выброса масла и с сохранением возможности запуска двигателя в полете. При выключении двигателя в полете из-за потери масла в системе обеспечивается авторотация двигателя в течение указанного времени без отказов с опасными последствиями.

#### **Параграф 8. Система охлаждения двигателя**

153. Система охлаждения двигателя обеспечивает работоспособность горячих деталей двигателя, его агрегатов и рабочих жидкостей в ожидаемых условиях эксплуатации. Количество, температура и давление охлаждающего агента определяется расчетом и проверяется испытаниями.

154. Если отбираемый из двигателя воздух (газ) используется для охлаждения элементов конструкции или наддува уплотнений и замкнутых полостей, работоспособность которых зависит от чистоты подаваемого воздуха (газа) и может ухудшаться вследствие воздействия на них инородных частиц (пыли, песка и других), то конструкция системы исключает попадание в эти элементы частиц недопустимого размера и в недопустимом количестве.

#### **Параграф 9. Система регулирования и управления двигателем**

155. Двигатель оснащается системой автоматического регулирования и управления, которая обеспечивает в ожидаемых условиях эксплуатации выполнение следующих функций:

- 1) запуск и выключение двигателя;
- 2) автоматическое поддержание регулируемых параметров в соответствии с заданной программой регулирования и с заданной точностью на всех режимах и при возможных изменениях внешних условий и температуры рабочего тела, применяемого в регулирующих устройствах;
- 3) прямое или косвенное ограничение предельно допустимых параметров двигателя (температуры газа, частоты вращения, тяги (мощности), отрицательной тяги воздушного винта, крутящего момента, реверсивной тяги, давления воздуха за компрессором и других).

156. Предусматриваются меры для предотвращения превышения значений регулируемых параметров сверх предельно допустимых их значений при отказах системы автоматического регулирования и управления.

157. В системе регулирования и управления предусматриваются устройства для предотвращения опасного развития отказов двигателей, начальное проявление которых

может быть зафиксировано. Следует обосновывать выбор типов этих устройств, а их эффективность проверяется на двигателе.

158. Устанавливаемые на двигателе устройства выключения подачи воспламеняющихся жидкостей и средства управления этими устройствами размещаются так, чтобы вероятность их повреждения или воздействия на них открытого огня была возможно меньшей.

159. Размещение агрегатов системы автоматического регулирования и управления на двигателе обеспечивает возможность удобного их обслуживания без снятия двигателя с БАС.

160. При изменении температуры окружающей среды исключается необходимость подрегулировки соответствующих элементов системы автоматического регулирования.

Подрегулировка элементов системы автоматического регулирования может допускаться согласно Руководству по технической эксплуатации при смене топлива на другую марку, разрешенную к применению на двигателе.

161. В системе автоматического регулирования используются автономные датчики регулируемых параметров.

Указанные датчики могут применяться для других целей, если это не будет оказывать неблагоприятного влияния на работу системы автоматического регулирования.

162. Работоспособность агрегатов системы автоматического регулирования с электрическим приводом обеспечивается при работе от основных и аварийных источников электроэнергии.

Агрегаты системы автоматического регулирования относятся к приемникам электроэнергии первой категории.

163. Органы системы управления, относящиеся к двигателю, отвечают следующим требованиям:

1) имеют достаточную прочность и жесткость и выдерживают механические и тепловые нагрузки, возможные в ожидаемых условиях эксплуатации;

2) не перемещаются под действием вибраций и других нерасчетных нагрузок.

164. Если для органов управления, размещенных на двигателе и включенных в его компоновку, используются гибкие элементы, то их пригодность подлежит подтверждению.

## **Параграф 10. Система запуска двигателей**

165. Система обеспечивает нормальный запуск двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации.

166. Система обеспечивает нормальный запуск двигателя на земле, как от бортовых, так и от аэродромных средств питания без дополнительной специальной регулировки

системы запуска и системы автоматического регулирования в ожидаемых условиях эксплуатации.

167. В полете в ожидаемых условиях эксплуатации системой обеспечивается нормальный запуск авторотирующего двигателя и, если это требуется, с подкруткой пусковым устройством.

168. Система запуска является автоматизированной и удовлетворяет следующим требованиям:

1) включаться путем воздействия на управляющий орган (пусковую кнопку, тумблер);

2) обеспечивать автоматический процесс нормального запуска до выхода двигателя на режим малого газа без выполнения каких-либо дополнительных ручных операций.

Если используется система воздушного запуска, совмещенная с другими системами, то допускаются предварительные операции, связанные с перестройкой такой системы для запуска двигателя.

Для запуска турбовинтового двигателя в полете, осуществляемого при выводе лопастей воздушных винтов из флюгерного положения, допускаются ручные операции (например, включение флюгерного насоса, перестройка частоты вращения воздушного винта и прочее).

Автоматически отключаться и автоматически подготавливаться к следующему запуску.

169. Система запуска обеспечивает:

1) быстрое прекращение запуска;

2) осуществление прокрутки ротора;

3) возможность выполнения ложного запуска двигателя.

170. Высоковольтные цепи системы обеспечиваются электрическую независимость от всех других электрических цепей на двигателе. Провода высоковольтных цепей экранированы и прокладываются отдельно от других проводов.

171. Пусковое устройство вместе с механизмом его включения и выключения не снижает работоспособность двигателя. Параметры питания этого устройства обеспечивают нормальный запуск двигателя.

## **Параграф 11. Устройства выключения двигателя**

172. Для каждого двигателя на БАС предусматриваются устройства выключения. Если на двигателе установлены средства выключения двигателя, управляемые электрически, то их снабжение электроэнергией обеспечивается в ожидаемых условиях эксплуатации, включая особую ситуацию с автоматическим переключением на аварийный источник электроснабжения, а электропроводка управления устройствами выключения, располагаемая в пожароопасных отсеках, выполняется из огнестойких проводов или имеет огнестойкую изоляцию.

173. Срабатывание выключающих устройств подачи топлива к двигателю не допускает нарушение работы другого оборудования, например, при выключении подачи топлива противопожарным краном к одному двигателю не допускается нарушение работы других двигателей, или срабатывание каких-либо ограничивающих систем.

174. Предусматриваются средства защиты от непроизвольного срабатывания выключающих устройств.

## **Параграф 12. Система впрыска жидкости в компрессор двигателя**

175. Если на двигателе применяется система впрыска жидкости в компрессор, то она обеспечивает восстановление или форсирование взлетной тяги (мощности) двигателя. Диапазоны температур и давлений атмосферного воздуха, в которых рекомендовано применение системы впрыска, указываются в Руководстве по технической эксплуатации.

176. Многократное применение впрыска жидкости не допускает снижение надежности и недопустимое ухудшение основных данных двигателя, а также не вызывает необходимость перерегулировки топливной аппаратуры.

177. Исключается возможность попадания впрыскиваемой жидкости в масляную систему и агрегаты двигателя.

178. Не допускается применение в системе токсичных жидкостей.

## **Параграф 13. Система отбора воздуха (газа) двигателя**

179. Назначение, количество и параметры отбираемого из двигателя воздуха (газа) для наддува и вентиляции кабин, противообледенительной системы, наддува топливных баков, приводов генераторов, режимы работы двигателя при этом и допустимая продолжительность отбора, а также влияние отбора на характеристики двигателя указываются в технической документации на двигатель.

180. Отбор воздуха (газа) из двигателя исключает недопустимое изменение неравномерности поля температуры газа в камере сгорания и перегреву деталей камеры сгорания и турбины.

181. В системе регулирования двигателя предусматривается автоматическое ограничение максимальной допустимой температуры газа перед турбиной при отборе воздуха или показывает, что другие применяемые на двигателе средства не допускают превышения максимальной допустимой температуры газа при отборе воздуха.

182. Отбор установленных количеств воздуха (газа) из двигателя не допускает возникновение опасных колебаний лопаток компрессора.

183. Обеспечивается пригодность отбираемого из двигателя воздуха для непосредственного использования в системе кондиционирования для наддува и

вентиляции кабин в отношении примесей двигательного происхождения, а именно окиси углерода, паров топлива, продуктов термического разложения масел.

#### **Параграф 14. Противообледенительная система двигателя**

184. Противообледенительная система двигателя обеспечивает нормальную работу последнего на всех режимах в условиях обледенения:

- 1) без недопустимого уменьшения тяги (мощности);
- 2) без повышения температуры газа выше допустимой, указанной в Руководстве по технической эксплуатации;
- 3) без увеличения вибраций двигателя более величины, указанной в Руководстве по технической эксплуатации;
- 4) без механических повреждений двигателя;
- 5) без ухудшения управляемости двигателя.

Выполнение указанных требований обеспечивается также и при запаздывании включения противообледенительной системы двигателя.

185. Нормальное функционирование противообледенительной системы двигателя обеспечивается в ожидаемых условиях эксплуатации в течение периода времени, указанного в Руководстве по технической эксплуатации для каждого режима двигателя.

186. Противообледенительная система двигателя соответствует требованиям настоящих Норм БАС.

#### **Параграф 15. Летные испытания двигателя при сертификации БАС**

187. Проверка работы двигателя на установившихся режимах подтверждает:

- 1) устойчивость работы и соответствие параметров двигателя и его топливной и масляной систем данным, указанным в технической документации;
- 2) работоспособность средств контроля работы двигателя в эксплуатации и систем отбора воздуха из двигателя.

188. Проверка производится наземными и летными испытаниями, при которых оцениваются:

1) характер и параметры работы двигателя и его топливной и масляной систем в наземных условиях на основных установившихся режимах, регламентированных Руководством по технической эксплуатации, и других установившихся режимах, характерных для программы регулирования и управления двигателем;

2) характер и параметры работы двигателя и его топливной и масляной систем в следующих полетных условиях:

на всех этапах полетов по типовым профилям применения БАС при соответствующих режимах двигателя, а также при наборе высоты практического потолка БАС и снижении с него, экстренном снижении с максимальной высоты

крейсерского полета до минимальной высоты безопасного вывода БАС в горизонтальный полет;

испытания при взлетах, наборах высоты и снижении включают режимы полета, при которых создаются наибольшие возможные в ожидаемых условиях эксплуатации БАС положительные и отрицательные углы наклона двигателя в пространстве по тангажу;

при разгонах и торможениях БАС в горизонтальном полете при работе двигателя на максимальном режиме и режиме полетного малого газа соответственно. Испытания следует проводить на различных высотах полета, в том числе на максимальной высоте крейсерского полета;

в горизонтальном установившемся полете на различных высотах, включая высоту практического потолка БАС, с охватом диапазона скоростей полета, соответствующего ожидаемым условиям эксплуатации БАС. При этом работа двигателя проверяется на основных установившихся режимах, указанных в Руководстве по технической эксплуатации, и на промежуточных режимах, характерных для его программы регулирования и управления;

при выполнении БАС маневров с предельно-допустимыми параметрами полета, а именно правых и левых виражей с максимальным допустимым креном при максимальной допустимой величине перегрузки, а также "горок" и "скольжений" с максимальной допустимой величиной и максимальной возможной или допустимой продолжительностью действия возникающих при этом положительных и отрицательных перегрузок. Указанные маневры выполняются на крейсерских высотах полета БАС в полетной конфигурации и на минимальных безопасных высотах во взлетной и посадочной конфигурациях.

## **Глава 7. Воздушный винт**

### **Параграф 1. Эксплуатация Воздушного винта**

189. Изложенные положения к воздушным винтам изменяемого шага БАС всех весовых категорий с числом маршевых газотурбинных двигателей не менее двух. Вышеуказанные положения выполняются для обеспечения летной годности воздушного винта в ожидаемых условиях эксплуатации.

190. Соответствие воздушного винта положениям настоящей главы устанавливается на основании результатов расчетов, стендовых и летных испытаний, а также на основе опыта эксплуатации:

1) при сертификации воздушного винта "до установки на БАС" - в объеме требований;

2) при сертификации БАС - в объеме требований. На этом этапе сертификации засчитываются положительные результаты той части летных испытаний воздушного

винта при его сертификации "до установки на БВС", которая удовлетворяет требованиям;

3) при контроле серийно выпускаемых и ремонтных воздушных винтов - в объеме требований.

191. В технической документации на воздушный винт представляются Руководство по технической эксплуатации, основные данные и ожидаемые условия эксплуатации. Указанные данные составляют официальный статус воздушного винта при его испытаниях, сертификации и эксплуатации.

Ожидаемые условия эксплуатации, включая осредненные полетные циклы (полетные циклы), являются основой для составления программ испытаний воздушного винта и его деталей, подтверждающих соответствие воздушного винта требованиям настоящей главы.

192. Применение на воздушном винте готовых изделий согласовывается с разработчиками этих изделий с учетом условий их работы.

193. Воздушный винт предъявляется на сертификацию:

1) с агрегатами, системами и датчиками;

2) с комплектом технической документации, необходимой для эксплуатации и технического обслуживания;

3) с комплектом бортового инструмента, приспособлений, контрольно-измерительной и диагностической аппаратуры, обеспечивающими выполнение технического обслуживания, предусмотренного Руководством по технической эксплуатации и Регламентом технического обслуживания воздушного винта;

4) с комплектом запасных агрегатов, деталей и расходных материалов, необходимых для выполнения технического обслуживания в соответствии с Регламентом технического обслуживания.

194. Параметры (режимы) полета:

1) высота полета;

2) скорость (число М) полета;

3) угол наклона оси воздушного винта в пространстве;

4) перегрузки.

Параметры состояния и воздействия на воздушный винт внешней среды:

барометрическое давление, температура и влажность атмосферного воздуха;

направление и скорость ветра;

обледенение.

Эксплуатационные факторы:

ресурсы воздушного винта (в часах, полетных циклах), срок службы (календарное время);

режимы работы воздушного винта (мощности двигателя), число и последовательность выходов на эти режимы за один полетный цикл и допустимая непрерывная и общая продолжительность работы воздушного винта на определенных режимах (в том числе на режимах авторотации и реверсирования), а также сведения о переменных процессах;

характеристики профиля полета;

применяемые рабочие и технические жидкости, присадки;

температуры рабочей жидкости агрегатов воздушного винта;

параметры энергопитания агрегатов;

температура среды в местах установки агрегатов управления воздушным винтом;

покрытие, вид и состояние взлетно-посадочной полосы и места стоянки БАС;

периодичность и виды технического обслуживания воздушного винта;

величины механических и коррозионных повреждений деталей воздушного винта в эксплуатации;

особенности компоновки воздушного винта на двигателе БАС.

## **Параграф 2. Конструкция воздушного винта**

195. Воздушный винт с его системами и агрегатами проектируется и изготавливается так, чтобы в ожидаемых условиях эксплуатации, в течение назначенного ресурса и срока службы отказы с опасными последствиями, приводящие к возникновению катастрофической ситуации, оцениваются за час наработки воздушного винта как события практически невероятные. Подтверждение выполнения этого требования проводится на основе анализа конкретной схемы реальной конструкции, материалов статистической оценки надежности подобных конструкций за длительный период эксплуатации, а также результатов испытаний данной конструкции.

196. Обеспечивается проведение анализа причин и последствий функциональных отказов воздушного винта с учетом истории доводки воздушного винта и опыта эксплуатации его прототипа или аналога. По отказам, которые могут иметь опасные последствия, демонстрируется, что в конструкции, технологии изготовления и документации по техническому обслуживанию воздушного винта предусмотрены специальные меры:

1) по предотвращению таких отказов;

2) по своевременному выявлению и устранению дефектов и повреждений воздушного винта, которые могут привести к возникновению отказов с опасными последствиями.

197. Воздушный винт, его агрегаты и системы проектируются и изготавливаются так, чтобы:



1) обеспечивалась возможность осмотра, технического обслуживания и ремонта в эксплуатации в соответствии с Руководством по технической эксплуатации и Регламентом технического обслуживания;

2) установка воздушного винта на двигатель, а также замена и регулировка его агрегатов были нетрудоемкими.

198. Конструкция механизма изменения шага воздушного винта обеспечивает перевод его лопастей в любое положение, заданное системой регулирования и управления, в ожидаемых условиях эксплуатации.

199. Положение лопастей воздушного винта обеспечивают фиксацию упорами механизма изменения шага:

1) механическим упором угла флюгерного положения лопастей (фф. п);

2) механическим или гидравлическим упором промежуточного угла установки лопастей ( фп.у );

3) механическим или гидравлическим упором минимального угла установки лопастей (ф<sub>min</sub> );

4) механическим упором реверсивного угла установки лопастей (фрев) для реверсивных воздушных винтов.

Допускается совместное применение в механизме изменения шага воздушного винта гидравлического и механического упоров.

Допускается оснащение механизма изменения шага воздушного винта дополнительными гидравлическими или механическими упорами при условии, что они не снижают надежности фиксации лопастей упорами, требуемыми данным пунктом.

200. В конструкции воздушного винта предусматривается защита от превышения частоты вращения сверх максимально допустимого значения при любом изменении режима работы двигателя в диапазоне от режима земного малого газа до взлетного, а также при резком изменении режимов полета.

201. При выключенном двигателе в полете и во флюгерном положении лопастей воздушного винта допускается вращение воздушного винта с частотой не более 0,5 с<sup>-1</sup> в рабочем направлении.

202. Детали воздушного винта и его агрегатов, отказ которых может привести к опасным последствиям, маркируются так, чтобы можно было, используя техническую документацию, получить необходимые сведения об их изготовлении. В технической документации на изготовление этих деталей предусматривается повышенный объем их контроля.

203. Конструкция воздушного винта допускает возможность статической балансировки в соответствии с технической документацией.

204. Обеспечивается взаимозаменяемость воздушных винтов и их агрегатов, предназначенных для установки на БАС и двигателе данного типа. При замене

агрегатов допускается регулировка агрегатов воздушного винта согласно Руководства по технической эксплуатации.

205. Консервация и расконсервация воздушного винта и его агрегатов не исключает необходимость их частичной разборки (за исключением демонтажа лопастей).

206. Транспортирование воздушного винта в соответствии с технической документацией не допускает снижение его работоспособности.

### **Параграф 3. Прочность воздушного винта**

207. Статические и динамические напряжения в деталях воздушного винта исключают при данных особенностях конструкции, используемых материалах и технологии изготовления превышение значений, установленных с учетом опыта эксплуатации и результатов расчетов и испытаний.

208. В Руководстве по технической эксплуатации и Регламенте технического обслуживания указываются допустимые повреждения воздушного винта, которые могут возникать в эксплуатации.

209. Величины допустимых повреждений устанавливаются на основании расчетов, испытаний и опыта эксплуатации воздушного винта аналогичной конструкции.

210. Безопасность воздушного винта от флаттера обеспечивается в соответствии с требованиями.

211. Обеспечение выносливости конструкции воздушного винта проводится в соответствии с требованиями.

### **Параграф 4. Материалы воздушного винта**

212. Все материалы, применяемые для изготовления воздушного винта и его агрегатов соответствуют требованиям действующих стандартов, норм и технических условий и выбираются с учетом действительных условий их работы в конструкции в течение ресурса, а также соответствующих сроков службы и сохраняемости.

Везде, где это возможно, применяются материалы, обладающие достаточными антикоррозионными свойствами и износоустойчивостью.

Обоснование выбора материалов включается в техническую документацию по воздушному винту.

213. Расчетные характеристики материалов воздушного винта, от прочности и сопротивления усталости которых зависит безопасность конструкции, основываются на результатах вероятностных оценок свойств полуфабрикатов, применяемых для их изготовления.

### **Параграф 5. Ресурсы воздушного винта**

214. Конструкция воздушного винта в течение определенного времени эксплуатации (назначенного ресурса) выдерживает работу без разрушений, угрожающих безопасности полета, воздействие действующих в эксплуатации нагрузок.

При сертификации воздушного винта "до установки на БАС" устанавливаются ресурсы воздушного винта в соответствии с ожидаемыми условиями эксплуатации.

215. Ресурсы агрегатов и комплектующих изделий устанавливаются на основании их испытаний в системе воздушного винта (двигателя), а также автономных испытаний на специальных установках.

## **Глава 8. Электрические системы**

### **Параграф 1. Светотехническое оборудование**

216. Настоящая глава распространяется на следующие виды светотехнического оборудования:

- аэронавигационное оборудование;
- посадочно-рулежное оборудование;

217. Оборудование является требуемым светотехническим оборудованием и устанавливается на БАС, совершающих полеты по правилам полетов по приборам.

218. Светотехническое оборудование, установленное на БАС, не допускает ослепления членов внешнего экипажа или создает какие-либо другие неудобства, мешающие им выполнять свои обязанности.

Работа светотехнического оборудования исключает помехи в работе других типов оборудования.

219. Светотехническое оборудование при нормальной эксплуатации, а также в случае неисправности какой-либо его части обеспечивают безопасность в пожарном отношении.

Любые применяемые колпачки или цветные фильтры изготавливаются так, чтобы они не меняли свой цвет или форму и не создавали значительных потерь света в условиях нормальной эксплуатации.

220. Осветительная арматура конструируется таким образом, чтобы исключить возможность поражения током при замене или удалении ламп.

### **Параграф 2. Защита БАС от атмосферного электричества (молнии и электростатического заряда)**

221. Воздействие атмосферного электричества на БАС исключает возможность приведения к аварийной или катастрофической ситуации в полете.

Соответствие положениям настоящей главы демонстрируется путем испытаний и расчетов с предъявлением доказательной документации.

Испытания и расчеты на воздействие молнии следует производить из условий воздействия на БАС электрических разрядов, содержащих:

импульсную составляющую с пиковым током не менее 200 кА, крутизной переднего фронта 1011 А/с и переносимым зарядом не менее 4 К;

постоянную составляющую с током не менее 200 А и переносимым зарядом не менее 200 К.

222. Металлические элементы конструкции БАС, по которым возможно протекание токов молнии, соединяются в общую электрическую массу. Проводники, соединяющие эти элементы конструкции, имеют поперечное сечение не менее 6 мм<sup>2</sup> при изготовлении их из меди, а при изготовлении из другого материала иметь эквивалентную проводимость. Сопротивление в местах соединений между элементами конструкции должно быть не более 600 мкОм для неподвижных и не более 2000 мкОм - для подвижных соединений. В самолетной документации представляется схема размещения этих проводников или таблица сопротивлений металлизации с указанием контрольных точек и величин максимальных допустимых сопротивлений между контрольными точками.

223. Наружные неметаллические части (например, элементы конструкции из диэлектрических и композиционных материалов, остекление), повреждения которых могут приводить к аварийной или катастрофической ситуации в результате воздействия молнии на БАС, обеспечиваются защитными устройствами.

224. Топливная система и баки БАС выполняются таким образом, чтобы в результате воздействия молнии на БАС возможность пожара и взрыва в них исключалась, для чего:

1) баки не размещаются в зоне менее 500 миллиметров от конца крыла;

2) толщина наружных стенок, кессон баков, выполненных из алюминиевых сплавов, составляет не менее 2 миллиметров; на внутренних сторонах стенок баков, выполненных из других материалов, исключает наличие горячих точек, способных воспламенить пары топлива;

3) не допускает возникновения искр внутри баков.

225. Отверстия дренажных систем и систем слива топлива располагаются таким образом, и имеют такую конструкцию, чтобы в них не возникали коронные разряды, способные воспламенить смесь топлива.

226. При прохождении тока молнии по корпусу БАС исключает возникновение отказов или ложных срабатываний функциональных систем и устройств, которые могут привести к аварийной или катастрофической ситуации.

227. На БАС предусматриваются меры (электростатические разрядники, покрытия, перемычки), обеспечивающие стекание электростатического заряда при полетах в облаках слоистых форм и в осадках без нарушения нормальной работы радиоэлектронного оборудования.

228. При приземлении общая масса БАС обеспечивает автоматическое соединение с взлетно-посадочной полосой, при этом сопротивление заземляющего устройства не превышает 107 Ом.

На воздушном судне предусматривается устройство с сопротивлением не более 0,5 Ом для подсоединения к наземному контуру заземления при стоянке БАС.

### **Параграф 3. Бортовые визуальные средства сигнализации на БВС**

229. Для возможности распознавания БВС, БВС оснащается бортовыми огнями световой сигнализации, которые предусматривают применение трех основных цветов: красного, желтого и зеленого:

красный цвет световой сигнализации используется только для аварийной сигнальной информации;

желтый цвет следует использовать для предупреждающей сигнальной информации; зеленый для уведомляющей сигнальной информации.

Кроме того, для выдачи информации о пролете маркеров или режимах работы функциональных систем в дополнение к указанным допускается применение сигналов белого и синего цветов на пультах этих систем.

230. Световая сигнальная информация легко различима и не оказывать слепящего действия на членов экипажа.

231. Обеспечивается централизованный перевод яркости светосигнальных средств из режима "день" в режим "ночь" и обратно, осуществляемый автоматически и (или) вручную.

При этом необходимо предусмотреть меры к исключению возможности произвольного перевода яркости световых сигналов в режим "ночь".

Для аварийных световых сигналов регулировка яркости противопоказана.

232. Аварийные световые сигналы, а также сигналы центрального сигнального огня и районирующих табло работают в проблесковом режиме. Проблесковый режим работы световых сигналов осуществляется с частотой от 2 до 5 Гц.

233. Сигнальные надписи следует выполнять цветными буквами на темном фоне.

234. Сигнализация отказов на лицевой части электромеханических приборов и индикаторов может обеспечиваться с помощью выпадающих сигнальных флажков (планок) или шторок, перекрывающих в этом случае часть лицевой части индикатора.

### **Параграф 4. Звуковые средства сигнализации БАС**

235. Звуковые сигналы выдаются в виде тональных звуковых сигналов или речевых сообщений в диапазоне звуковых частот 200-4000 Гц.

Следует предусматривать, чтобы тональный звуковой сигнал состоял не менее чем из двух разнесенных частот указанного диапазона.

236. Общее число тональных звуковых сигналов пульта дистанционного пилотирования или станции внешнего пилота обеспечивает возможность безошибочного восприятия характера происшедшего события или возникшего состояния.

237. При одновременной выдаче двух тональных звуковых сигналов обеспечивается возможность их восприятия как двух отдельных сигналов, для чего при выборе частот (сочетания частот) тональных звуковых сигналов внутри указанного диапазона предусматривает их разнесение, а также соответствующее кодирование сигналов.

238. Одновременная выдача речевого и тонального звуковых сигналов для сигнализации об одном событии или ситуации не допускается.

## **Глава 9. Пункт дистанционного пилотирования**

### **Параграф 1. Общие положения**

239. Пункт дистанционного пилотирования является разновидностью станции внешнего пилота и используется для пилотирования беспилотного воздушного судна. Функции пункта дистанционного пилотирования аналогичны функциям кабины воздушного судна с пилотом на борту. Специфическая форма, размер, состав оборудования и компоновка любого пункта дистанционного пилотирования могут отличаться, что обусловлено такими аспектами, как:

- 1) вид выполняемых полетов (VLOS или BVLOS);
- 2) сложность БАС;
- 3) тип используемого управляющего интерфейса;
- 4) количество внешних пилотов, необходимое для управления БАС;

5) местоположение пункта дистанционного пилотирования (стационарное положение на земле или на другом транспортном средстве/платформе (например, на морском судне или воздушном судне)).

240. Пункт дистанционного пилотирования обеспечивает возможность осуществления внешним пилотом мониторинга и управления БВС на земле и в воздухе. Интерфейс между внешним пилотом/пунктом дистанционного пилотирования и БВС обеспечивается через линию С2. Конструкция пункта дистанционного пилотирования предоставляет внешнему пилоту необходимые возможности для эффективного управления полетом БВС.

241. Конструкция органов и систем управления сводит к минимуму возможность заклинивания, самопроизвольного срабатывания и непреднамеренного включения стопорных устройств поверхностей управления.

242. Конструкция пункта дистанционного пилотирования сводит к минимуму возможность неправильного или затруднительного использования внешним пилотом органов управления вследствие усталости, путаницы или вмешательства.

243. Обеспечиваются средства, которые либо автоматически предотвращают, либо позволяют внешнему пилоту устранять аварийные ситуации, связанные с предвидимыми отказами оборудования и систем, выход из строя которых будет угрожать безопасности БВС.

244. Маркировка и пояснительные надписи на приборах, оборудовании, органах управления включают такие ограничения или сведения, которые требуют непосредственного внимания внешнего пилота при выполнении полета БВС.

245. Пункт дистанционного пилотирования, обеспечивающий выполнение полетов BVLOS обеспечивает предоставление информации относительно условий, в которых выполняются полеты БВС, для возможности формирования у внешнего пилота ситуационной осведомленности, позволяющей безопасно выполнять полет БВС. В состав таких устройств индикации входят устройства, необходимые для реализации функций предотвращения и обнаружения (Detect-and-Avoid (DAA)).

246. Органы управления и устройства индикации, предусмотренные в пункте дистанционного пилотирования, отвечают соответствующим требованиям, учитывающим возможности человека.

247. Линия C2 будет накладывать определенные ограничения на имеющиеся в распоряжении внешнего пилота органы управления и средства индикации. В частности, на пункте дистанционного пилотирования могут отсутствовать некоторые традиционные органы управления, такие как ручка управления и рычаг управления двигателем. Изготовители демонстрируют, что имеющиеся органы управления и средства индикации достаточны для безопасного и эффективного пилотирования БВС в штатных условиях, а также в случае отказов систем. Конструкция и утверждение автоматических систем БАС, которые замещают функцию управления на пункте дистанционного пилотирования, предусматривают тот факт, что у внешнего пилота не всегда имеется возможность устранения последствий отказов таких систем.

248. Внешний пилот постоянно располагает информацией относительно качества линии C2, особенно в тех случаях, когда качество обслуживания ухудшается до такого уровня, при котором необходимы меры корректирующих действий.

249. Компоненты пункта дистанционного пилотирования, подвергаемые воздействию внешних условий, такие как антенны и другие мачты, надежно закрепляются, поскольку они могут быть повреждены в результате удара молнии или воздействия сильных ветров.

## **Параграф 2. Эксплуатационные конфигурации пункта дистанционного пилотирования**

250. Прямое управление. Прямое управление предусматривает наивысший уровень управления внешним пилотом полетом БВС и обеспечивает возможность создания управляющего воздействия, аналогичного перемещению ручки управления, педалей управления рулем поворота и рычага управления двигателем для приведения в

движение рулевых поверхностей, установки режима мощности или задействования автопилота. Время транзакции и скорость обновления основных полетных данных (скорость, высота, курс, пространственное положение, вертикальная скорость и рыскание), принимаемых с борта БВС и отображаемых внешнему пилоту, обеспечивают соблюдение эксплуатационных требований. Аналогичным образом время транзакции и скорость обновления управляющих сигналов внешнего пилота, принимаемых и обрабатываемых на борту БВС, также обеспечивают выполнение эксплуатационных требований.

251. Управление с помощью автопилота. Такое управление обеспечивает меньшую степень управления БВС, сохраняя при этом возможность управления скоростью, высотой, курсом и вертикальной скоростью, и изменять эти параметры только через автопилот.

252. БВС может располагать меньшими возможностями для оперативного или нештатного выполнения маневров, что обусловлено конструктивными особенностями автопилота (например, фиксированный угол крена) и временем транзакции. Частично снять это ограничение и обеспечить гибкость, в большей степени соответствующую гибкости, характерной для интерфейса ручки управления или рычага управления двигателем, можно за счет реализации в рамках интерфейса автопилота вариантов передачи аварийных команд.

### **Параграф 3. Отображение информации на ПДП**

253. Пункты дистанционного пилотирования оснащаются средствами управления и отображения информации, которые позволят внешнему пилоту управлять траекторией полета БВС, выполнять необходимые маневры и устранять аварийные ситуации с соблюдением эксплуатационных ограничений.

254. Интерфейс пункта дистанционного пилотирования обеспечивает внешнему пилоту возможность управления БАС на основе мониторинга штатных летных характеристик, статуса, навигационной информации и функций DAA. Кроме того, обеспечивается выдача предупреждений об отказах БАС, потенциальной потере или ухудшении характеристик линии С2 и соответствующих последствиях воздействия метеорологических условий на БВС. При проектировании таких функций следует рассмотреть вопрос о скорости обновления передаваемой информации и потенциальной эксплуатационной надежности управляющих интерфейсов. Все эти функции обеспечивают формирование у внешнего пилота ситуационной осведомленности.

255. Все сигналы предупреждения и оповещения, предусмотренные в настоящее время на воздушных судах с пилотом на борту, следует включить в функции, выполняемые на пункте дистанционного пилотирования.



256. Любые дисплеи и органы управления, связанные с полезной нагрузкой, проектируются и устанавливаются таким образом, чтобы они не отвлекали внешнего пилота от выполнения основной задачи, которая заключается в выполнении безопасного полета.

#### **Параграф 4. Контроль доступа внешнего пилота**

257. Пункт дистанционного пилотирования является аналогом кабины воздушного судна с экипажем на борту. В этой связи для безопасности аэронавигационной системы в целом особое значение имеет обеспечение безопасности пункта дистанционного пилотирования и внешнего пилота. Ограничение доступа к пункту дистанционного пилотирования обеспечивается соразмерным масштабам и возможностям БАС.

258. С точки зрения безопасности предусмотренные на пункте дистанционного пилотирования функции входа в систему и выхода из нее являются критически важными элементами ограничения несанкционированного доступа к БАС. Вход в систему обеспечивает возможность идентифицируемого управления БАС, а выход из системы – завершение такого управления; в результате отказа любой из этих функций доступ к управлению БАС может получить лицо, не имеющее соответствующих полномочий. Вход в систему пункта дистанционного пилотирования предусматривает проведение идентификации и аутентификации внешнего пилота.

259. Передача управления между несовмещенными пунктами дистанционного пилотирования может потребовать проведения дополнительной верификации и контроля, позволяющих удостовериться в том, что данный процесс проходит без вмешательства лиц, не имеющих соответствующих полномочий.

### **Глава 10. Линия управления и контроля (С2)**

#### **Параграф 1. Общие положения.**

260. Линия С2 обеспечивает выполнение следующих задач:

- 1) управление передачей данных по линии связи "вверх" на БВС: данные, необходимые для изменения поведения и состояния БВС;
- 2) управление передачей данных по линии связи "вниз" с борта БВС: данные, необходимые для определения местоположения и статуса БВС;
- 3) передача данных по линиям связи "вверх" и "вниз" в целях передачи управления между пунктами дистанционного пилотирования;
- 4) передача данных по линиям связи "вверх" и "вниз" в целях выполнения требований к регистрации полетных данных.

261. Кроме того, линия С2 обеспечивает выполнение ряда функций контроля технического состояния линий передачи данных, включая передачу периодических контрольных сообщений и подтверждение или неподтверждение приема сообщений,

обмен которыми осуществляется в обоих направлениях. Эти функции могут использоваться для предоставления внешнему пилоту информации о статусе линии передачи данных.

262. Предлагаемое изготовителем или эксплуатантом БАС техническое решение линии С2 отвечает требованиям к готовности и может быть реализовано посредством одной линии передачи данных или нескольких резервированных линий передачи данных. Любые потребности в коммерческих линиях передачи данных обеспечиваются независимой линией передачи данных, не использующей защищенный авиационный спектр.

263. Линия С2 обеспечивает связь внешнего пилота с органами управления ДПВС, и с функциональной точки зрения ее можно рассматривать в качестве аналога кабелей управления или шины передачи данных между кабиной и рулевыми поверхностями. Поэтому БАС используют линии передачи данных, которые гарантированно отвечают требованиям к времени транзакции, непрерывности, готовности и целостности, соответствующим типу воздушного пространства и выполняемым полетам.

## **Параграф 2. Защита линии С2**

264. Линия(и) передачи данных обеспечивают достаточную устойчивость к воздействию возникающих время от времени незначительных помех.

265. Учитывая возможность создания помех работе линии С2, до начала или в ходе полета следует обеспечить возможность проверки или подтверждения того, что вредные РЧ-помехи отсутствуют.

266. Обеспечение защиты линии С2 посредством кодирования с использованием ключей защиты.