

**МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО
СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РЕСПУБЛИКИ
УЗБЕКИСТАН**

Н.А. АРТЫКОВ, О.С. АБИДОВ

ОСНОВЫ ТЕОРИИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*Рекомендуется Министерством Высшего и среднего
специального образования в качестве учебника*

Ташкент – 2006

Н.А. Артыков, О.С.Абидов. Основы теории эксплуатации летательных аппаратов. – Т., Изд-во «Fan va texnologiya», 2006, 348 стр.

В учебнике изложены принципы построения и содержания системы инженерно-авиационного обеспечения полетов, конструктивно-эксплуатационные свойства летательных аппаратов, программы, стратегии и технологические процессы технического обслуживания и ремонта, методы и средства определения технического состояния авиационной техники, а также основы летно-технической эксплуатации и обеспечения безопасности полетов.

Рассмотрены вопросы о структуре авиационно-технического комплекса и авиационно-технической базы г. Ташкента и их функции в направлении обеспечения технического обслуживания и ремонта авиационной техники.

Авторы опираются, в основном, на свои опыты работ в службах авиационных частей, а также авиационно-технических комплексов.

Учебник предназначен для студентов бакалавров и магистров авиационных высших учебных заведений.

Рецензенты: Х.Н. Парманкулов – начальник АТБ
г. Ташкента,
А.А. Акишин – главный инженер АТБ
г. Ташкента.

ВВЕДЕНИЕ

Техническая эксплуатация авиационной техники по своей природе является составной частью более широкого понятия – эксплуатация. Она включает в себя такие слагаемые, как подготовку летательных аппаратов (ЛА) к полетам, их техническое обслуживание, ремонт, хранение и транспортирование. Основным предназначением технической эксплуатации является обеспечение надежности, исправности и своевременной готовности ЛА к полетам, а также экономичности при проведении работ по техническому обслуживанию и ремонту (ТО и Р).

В настоящее время развернут комплекс работ по созданию и оснащению Аэрофлота новыми зарубежными самолетами и вертолетами, которые по своим летно-техническим и эксплуатационным характеристикам должны обеспечивать более высокий, в сравнении с существующим, уровень безопасности, регулярности и интенсивности полетов, экономию авиатоплива, снижение расходов на ТО и Р и себестоимости авиационных перевозок. В данном комплексе работ особое место занимает проблема повышения эффективности технической эксплуатации ЛА. На современном этапе развития ГА эта проблема требует поиска новых решений, эффективных направлений и форм организации практической деятельности.

В жизненном цикле ЛА, как и всякой машины, начиная от его постройки и до списания после отработки назначенного ресурса, значительная доля времени приходится на стадию эксплуатации. Только на ней ЛА выполняет функции, для которых предназначен, проявляет заложенные в нем при создании потенциальные возможности, а также конструктивно- эксплуатационные свойства. Только в процессе эксплуатации ЛА возмещаются все те затраты, которые связаны с его созданием. В показателях эффективности эксплуатация ЛА отражается труд многих коллективов ученых, конструкторов, технологов, производственни-

ков разных ведомств. Чем лучше эти показатели, тем выше оценивается современный труд коллективов, создающих и эксплуатирующих технику.

Эксплуатация ЛА представляет собой сложный динамический процесс, включающий в себя ряд взаимосвязанных функциональных процессов. К их числу можно отнести процессы летной, технической, коммерческой, аэродромной эксплуатации, управления воздушным движением и др.

Техническая эксплуатация, являясь составной частью эксплуатации, призвана обеспечивать работоспособность и исправность авиационной техники, своевременную готовность ее к использованию по назначению при наименьших трудовых и материальных затратах. Она включает в себя такие стадии, как техническое обслуживание, ремонт, хранение и транспортирование.

Под влиянием научно-технического прогресса происходит непрерывное совершенствование и усложнение конструкции ЛА. Это сказывается на стоимости их разработки и изготовления, а также затратах на проведение технического обслуживания и ремонта (ТОиР). Возникает необходимость постоянного совершенствования процесса технической эксплуатации ЛА для повышения эффективности их использования и снижения затрат на ТОиР.

Эффективность процесса технической эксплуатации ЛА в общем случае определяется большим числом факторов, действующих на различных этапах их создания, испытаний и эксплуатации. Это прежде всего глубина проработки и полнота обеспечения требований по надежности, эксплуатационной технологичности, программам ТОиР, полнота и качество проведения ресурсных испытаний на надежность, совершенство предложенной программы ТОиР, уровень производственно-технической базы эксплуатационных и ремонтных предприятий.

Коллективы организаций и предприятий разных ведомств вносят свой конкретный вклад в решение проблемы повышения эффективности эксплуатации ЛА. В результате этого обеспечивается соответствующий уровень конструктивно-эксплуатационных свойств ЛА и разрабатывается программа его ТОиР на длительный период эксплуатации. Разработка программ ТОиР на стадиях создания новых типов ЛА осуществляется во взаимодействии с программами обеспечения надежности, эксплуатационной технологичности и контролепригодности. Орга-

низация такого взаимодействия позволяет выполнять одновременно и согласованно весь комплекс работ по обеспечению приспособленности конструкции ЛА к наиболее эффективным стратегиям ТОиР, разработку этих стратегий и подготовку эксплуатационных и ремонтных предприятий к их применению.

Весьма важно, чтобы специалисты разных ведомств, опираясь на теоретические обобщения в области технической эксплуатации авиационной техники, одинаково представляли общие цели и задачи проблемы в их взаимосвязи, знали свое место в общей работе, пользовались единой терминологией, едиными методами проведения исследований и оценки результатов. Это залог успешного решения всех прикладных проблем технической эксплуатации ЛА и в первую очередь проблем, определяющих содержание ОТиР (перечень работ, их трудоемкость и периодичность выполнения), от которого в основном зависят все виды затрат при технической эксплуатации ЛА.

К числу других прикладных проблем технической эксплуатации относятся проблемы: управления техническим состоянием авиационной техники; совершенствования организационно-технических структур и производственной базы предприятий, занятых ТОиР ЛА; управления эффективностью процесса технической эксплуатации.

Реализацией практических задач технической эксплуатации занята инженерно-авиационная служба (ИАС). Круг задач этой службы чрезвычайно велик. Она осуществляет: комплексную подготовку ЛА к полетам, оценку и прогнозирование их технического состояния, поиск и устранение повреждений и отказов элементов функциональных систем ЛА, организацию и управление процессами технического обслуживания, управление эффективностью процесса технической эксплуатации, сохранение летно-технических характеристик ЛА в соответствии с требованиями норм летной годности, развитие имеющейся производственно-технической базы и другие функции. Наряду с этим ИАС принимает участие в совершенствовании авиационной техники и прежде всего в повышении ее надежности и эксплуатационной технологичности. Успешное выполнение обязанностей инженера ИАС возможно лишь при наличии широкой общинженерной подготовки, глубокого знания конструкции и технической эксплуатации ЛА.

РАЗДЕЛ I

ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ КАК ОБЪЕКТ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Глава 1. БЕЗОТКАЗНОСТЬ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

1.1. ОСНОВНЫЕ ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Безопасность и регулярность полетов, экономические показатели использования ЛА во многом определяются их безотказностью в работе.

Под *безотказностью* понимают свойство объекта непрерывно сохранять работоспособное состояние в течение некоторого времени или некоторой наработки. Безотказность — одно из свойств надежности изделий. Проблема обеспечения безотказности стала особенно актуальной в настоящее время, вследствие усложнения конструкции ЛА и их систем, состоящих из большого числа элементов, блоков и узлов, увеличения выполняемых ими функций и повышения режимов их работы. На безотказность авиационной техники (АТ), а следовательно, и ее свойства влияют различные факторы, определяемые условиями проектирования, производства и эксплуатации. Анализ факторов показывает, что отказы агрегатов и систем ЛА возникают из-за наличия конструктивных и производственных недостатков эксплуатационных повреждений, недостаточной надежности агрегатов и систем ЛА и их силовых установок, неудовлетворительной контролепригодности ЛА, а также недостаточности контроля их технического состояния в процессе обслуживания и перед полетом.

Низкая надежность АТ, заложенная при проектировании и производстве и не поддерживаемая в процессе эксплуатации, не-

достаточная проработка вопросов безопасности полетов (БП) при проектировании не могут быть компенсированы в дальнейшем ни самым высоким качеством подготовки экипажей, ни созданием самой совершенной системы организации и руководства полетами. Но, к сожалению, и процесс эксплуатации АТ сопровождается непрерывным изменением ее технического состояния, что вызывается воздействием на конструкцию ряда эксплуатационных факторов. К их числу можно отнести: аэродинамические нагрузки, действующие на несущие поверхности, рули и фюзеляж ЛА; динамические нагрузки на шасси при взлете и посадке; вибрационные нагрузки от неуравновешенных вращающихся масс; избыточное давление в герметичной кабине; акустическое давление на конструкцию; термические нагрузки на детали горячей части двигателей; пульсации давления в гидравлических и пневматических системах; возрастание массы конструкции при обледенении; солнечная радиация, низкие температуры; атмосферные осадки и т.д.

Воздействие приведенных факторов на ЛА приводит к возникновению необратимых структурных изменений в конструкционных материалах, изнашиванию сопряженных деталей, повреждению защитных покрытий, коррозии и, как следствие, к появлению повреждений, неисправностей, отказов, число которых со временем возрастает. Поэтому каждый объект в процессе его эксплуатации может находиться в исправном, неисправном, работоспособном и неработоспособном состояниях.

Исправное состояние — такое состояние объекта, при котором он соответствует всем требованиям, установленным нормативно-технической и (или) конструкторской документацией. Если объект исправен, то он всегда работоспособен, а работоспособный объект может быть «неисправен».

Неисправное состояние характеризуется тем, что объект не соответствует хотя бы одному из требований нормативно-технической и (или) конструкторской документации. В неисправное состояние объект переходит после события – возникновение неисправности. Возникновение неисправности проявляется в виде повреждения или отказа.

Повреждение – событие, заключающееся в нарушении исправности состояния объекта. При этом ряд параметров объекта,

определяющих его работоспособность, находится в установленных пределах, а некоторые характеристики объекта, непосредственно не влияющие на его работоспособность, не соответствуют требованиям (нарушение окраски, ржавчина, внешние царапины и т.д.).

Отказ – событие, заключающееся в нарушении работоспособности объекта. Работоспособность характеризуется таким состоянием объекта, при котором значения всех его параметров соответствуют требованиям нормативно-технической документации. В неработоспособное состояние объект может перейти из исправного и неисправного, но еще работоспособного состояния.

По характеру повреждения неисправности и отказы можно разделить на опасные, которые могут привести к предпосылкам авиационных происшествий и требуют, как правило, срочного устранения, и неопасные, которые не требуют перерыва в эксплуатации ЛА и устраняются при очередных регламентных работах. Поддержание ЛА в исправном состоянии в процессе эксплуатации за счет устранения отказов и неисправностей и восстановление их работоспособности в короткие сроки в результате выполнения специальных инженерно-технических мероприятий – одна из главных задач технического обслуживания АТ.

1.2. КЛАССИФИКАЦИЯ ОТКАЗОВ

Причинами отказов, определяющих безотказность ЛА, могут быть: ошибки, допущенные при конструировании, производстве и ремонте; нарушения правил и норм эксплуатации; естественные процессы износа и старения.

В зависимости от характера изменения основного параметра системы до момента возникновения отказы подразделяются на внезапные и постепенные.

Внезапный отказ характеризуется скачкообразным выходом значения основного параметра объекта за пределы допусков. Такие отказы вызываются обычно механическими повреждениями (поломками, трещинами, обрывами и т.д.).

Постепенный отказ характеризуется постепенным выходом значения основного параметра объекта за пределы допусков. Такие отказы связаны с процессами износа, коррозии, усталости и ползучести материала.

По причинам возникновения отказы разделяются на конструкционные, производственные и эксплуатационные.

В зависимости от механизма возникновения отказы и повреждения АТ могут происходить вследствие:

- разрушений усталостного характера, трещин, деформаций, вызванных действием эксплуатационных нагрузок;
- выработки подвижных сочленений, ослабления резьбовых соединений и заклепочных швов, потертости и других видов механического износа элементов конструкции;
- разрушений и деформаций, вызванных разовым действием нагрузок, превышающих расчетные и связанных с особыми условиями полета (сильная болтанка, гроза, град и т.д.), или нарушений правил пилотирования ЛА (грубая посадка, приземление на повышенной скорости, неправильное руление и т.д.);
- потери свойств смазок и специальных жидкостей, используемых в узлах, агрегатах и системах ЛА;
- разрушения лакокрасочных и защитных покрытий;
- коррозии элементов конструкции ЛА;
- механических повреждений (деформации, пробоины, царапины и т.д.), вызванных небрежностью при техническом обслуживании или при выполнении погрузочно-разгрузочных работ.

При анализе причин возникновения отказов и неисправностей с целью разработки профилактических мероприятий по их предотвращению важное значение имеет их классификация по следующим факторам:

- моменту обнаружения (на земле при обслуживании АТ, в полете, при испытаниях АТ);
- последствиям (без последствий), приведших к задержке рейса, вызвавших особую ситуацию в полете или предпосылку к авиационному происшествию (АП), и др.;
- причинам (конструктивно-производственные недостатки, ошибки инженерно-технического и летного состава, внешние или случайные причины);

– способу устранения (при оперативном и периодическом технических обслуживаниях, при ремонте).

Ввиду сложности систем ЛА, отказ в процессе эксплуатации какого-либо устройства не всегда приводит к отказу системы в целом, в которую входит это устройство.

По своим последствиям отказы авиационной техники можно разделить на следующие группы:

– катастрофические отказы, которые, как правило, заканчиваются авиационным происшествием (разрушение конструкции самолета в воздухе, отказы, следствием которых является взрыв, и т.д.);

– критические отказы, имеющие опасный характер и могущие привести к АП. Парирование таких отказов в полете связано с выполнением сложных операций в условиях высокой эмоциональной напряженности и дефицита времени. К ним можно отнести отказы двигателей, систем управления и других важнейших агрегатов и систем ЛА;

– граничные отказы, которые могут привести к нарушению полета, ухудшить работу агрегата или какой-либо системы ЛА, но не угрожают безопасности полета. Экипаж успешно справляется с последствиями таких отказов;

– безопасные отказы, которые не приводят к опасным последствиям, а лишь создают незначительные затруднения при выполнении полета.

Требования к уровню надежности различных систем самолета или даже их отдельных элементов различны и зависят от опасности отказов. Так, вероятность отказа системы основного управления самолетом не должна превышать $10^{-7} \dots 10^{-9}$ на 1 ч полета, системы кондиционирования $10^{-5} \dots 10^{-6}$, гидравлической системы $10^{-7} \dots 10^{-8}$.

1.3. ФАКТОРЫ ДОЛГОВЕЧНОСТИ

Под долговечностью объекта эксплуатации понимают его свойство сохранять работоспособность до наступления предельного состояния при установленной системе ТОиР. При этом предельным считается такое состояние объекта, при котором его дальнейшее применение по назначению недопустимо или неце-

лесообразно. Долговечность зависит от многочисленных факторов, которые можно подразделить на прочностные, эксплуатационные и организационные.

Прочностные включают конструктивные, производственные, технологические, нагрузочные и температурные факторы. Они происходят из-за концентрации напряжений в элементах конструкции и остаточных напряжений, возникающих при несовершенной технологии и за счет пластических деформаций при сборке узлов или ремонте, и зависят от свойств материалов и их изменения во время эксплуатации. Решающее воздействие на конструкцию ЛА оказывает внешняя среда, классифицируемая по воздействию на конструкцию одновременно и раздельно действующих факторов, обуславливающих нагрузки. Особое влияние оказывают динамические нагрузки, различающиеся по амплитудно-частотным характеристикам, градиенту напряжений, среднему напряжению длительности воздействия и т.д.

Эксплуатационные факторы включают: режимы полета, различающиеся по скорости, высоте, применяемым маневрам, полетной массе ЛА: состояние ВПП; продолжительность руления и буксировки по ВПП; индивидуальные особенности членов экипажа и их профессиональную подготовку; метеорологические и климатические условия полетов, в том числе турбулентность атмосферы, градиенты температуры по высоте, снег, град и др.; квалификацию инженерно-технического состава (ИТС), определяемую, в частности, знанием конструкции ЛА, полнотой обнаружения неисправностей и повреждений, мест начального развития трещин, своевременностью и эффективностью мер по их локализации и устранению; качеством и полнотой профилактических мероприятий, а также качеством использования применяемых средств контроля технического состояния ЛА и др.

Организационные факторы включают: техническую общеинженерную и специальную подготовку ИТС; выбор соответствующей стратегии и методов; ритмичность в проведении форм ТО по принятой программе и проведение текущих ремонтов; своевременность в обеспечении производства запасными частями при появлении отказов и выполнении текущих ремонтов; применяемые методы и средства механизации и автоматизации процессов подготовки ЛА к полетам; поиск неисправностей,

отказов и их устранение; выполнение других работ, связанных с подготовкой ЛА к полетам, в особенности использования автоматизированных средств контроля технического состояния всех функциональных систем ЛА и др.

Большие затраты на создание современных ЛА обуславливают необходимость обеспечения соответствующей долговечности и длительности их использования по назначению. Специалисты считают, что экономически выгодная длительность использования современных пассажирских ЛА должна составлять не менее $60\text{--}10^3$ летных часов. При этом возникают проблемы, связанные с физической, экономической и моральной долговечностью ЛА.

Физическая долговечность основывается на прочностных свойствах конструкции и факторах, ее определяющих. В общем, она сводится к выносливости конструкции под действием эксплуатационных факторов и нагрузок. По сути долговечность определяется, главным образом, усталостной сопротивляемостью конструкции, степенью коррозионной повреждаемости и изнosoустойчивостью отдельных элементов. Это обуславливает необходимость организации соответствующей системы ТОиР, обеспечивающей требуемую регулярность и высокую безопасность полетов. При этом важно обеспечить такие условия, чтобы затраты на эксплуатацию не превышали допустимых норм, что обуславливает экономическую долговечность.

Экономическая долговечность определяется рентабельностью ЛА, которая во многом зависит от платной нагрузки. При установленной полетной массе она ограничена массой конструкции и топлива. Кроме того, рентабельность зависит от физической долговечности при интенсивной повседневной эксплуатации, а также числа и периодов между ремонтами, плановых и внеплановых простоев на ТОиР и некоторых других факторов.

Моральная долговечность обусловлена особенностями протекания научно-технического прогресса в авиации. Действительно, с созданием новых композиционных материалов, совершенствованием технологии производства, совершенствованием расчетов на прочность и использованием концепции «допустимой повреждаемости» конструкций возникла возможность создания более легких конструкций ЛА, но отвечающих возрас-

тающим требованиям безотказности и эксплуатационной технологичности. Одновременно работа по созданию более мощных и экономичных двигателей обуславливает снижение расходов топлива и соответствующих затрат. Все это приводит к тому, что «устаревшая» конструкция ЛА заменяется новой, более совершенной. Моральная долговечность не поддается какому-либо расчету. Это чисто социологическая концепция. Тем не менее при создании новых типов ЛА конструкторам приходится учитывать физическую, экономическую и моральную долговечность.

1.4. ЖИВУЧЕСТЬ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

С развитием ЛА и дальнейшим усложнением их систем остро встал вопрос о живучести конструкций и всех функциональных систем. При проектировании ЛА учитывают ожидаемые условия эксплуатации, в которых он будет эксплуатироваться.

При создании ЛА все функциональные системы проектируются таким образом, чтобы возникшие в процессе эксплуатации неисправности, повреждения и даже отказы отдельных узлов или элементов не приводили к возникновению аварийной ситуации в полете. Для этого широко используется резервирование. Функциональные системы, отказ которых приводит к аварийной или катастрофической ситуации, должны быть сконструированы таким образом, чтобы имеющийся опыт позволял считать отказ практически невероятным событием, или используемое резервирование сохраняло после двух последовательных отказов возможность продолжения полета по крайней мере в режиме ручного управления. *Под живучестью* ЛА или функциональной системы понимают свойство, обеспечивающее нормальное выполнение заданных функций в полете (или в полетах) с отдельными отказами или повреждениями их элементов или узлов. Предельное состояние конструкции обуславливается моментом начала снижения ее несущей способности. В связи с этим используют два основных принципа его определения: «безопасного ресурса», который заключается в прогнозе с весьма высокой надежностью его возникновения на наихудшем в смысле рассеивания экземпляре ЛА; «безопасного поврежде-

ния», который заключается в своевременном обнаружении этого момента на любом экземпляре ЛА. В первом случае надежность обеспечивается надлежащим выбором достаточно большого значения коэффициента запаса при выборе назначенного ресурса, а во втором – периодическими осмотрами конструкции с такими интервалами между ними, которые обеспечивали бы практическую невероятность образования повреждения, превышающего допустимую величину трещины $L_{кр}$.

Для обеспечения эксплуатационной живучести конструкции должны быть известны опасные зоны, в которых могут происходить усталостные разрушения до отработки назначенного ресурса; все зоны предполагаемых усталостных повреждений должны быть доступны для периодического контроля; остаточная прочность конструкции с трещинами, размеры которых контролируются, должна быть не ниже допустимой; скорость развития усталостных трещин не должна превышать заданных ограничений, которые обеспечивают безопасность полетов; периодичность контроля и разрешающая способность средств контроля должны обеспечивать высокую вероятность обнаружения допустимых повреждений.

Глава 2. ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ ТЕХНОЛОГИЧНОСТЬ

2.1. ФАКТОРЫ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ТЕХНОЛОГИЧНОСТИ

Совершенствование процессов технического обслуживания и улучшение технико-экономических показателей деятельности эксплуатационных предприятий во многом определяются уровнем эксплуатационной технологичности ЛА. Поэтому весьма важным в деятельности инженеров-эксплуатационников является умение анализировать и оценивать эксплуатационную технологичность ЛА для корректирования объемов технического обслуживания, своевременного и обоснованного предъявления требований к промышленности.

Под *эксплуатационной технологичностью ЛА* понимают совокупность свойств его конструкции, характеризующих приспособленность к выполнению всех видов работ по ТОиР с использованием наиболее экономичных технологических процессов. Это означает приспособленность конструкции к прогрессивным стратегиям и методам ТОиР таким, например, как стратегия ТОиР по техническому состоянию и метод регламентированного агрегатно-узлового ремонта, приспособленность конструкции к выполнению отдельных операций ТОиР, в том числе операций по устранению отказов и повреждений.

Эксплуатационная технологичность определяется рядом факторов, которые учитываются при создании ЛА в зависимости от его назначения и условий эксплуатации. Они объединяются во взаимосвязанные группы: конструктивно-производственные и эксплуатационные факторы.

К конструктивно-производственным факторам относятся: доступность, контролепригодность, легкосъемность, взаимозаменяемость, преемственность средств наземного обслуживания

и контрольно-измерительной аппаратуры, унификация функциональных систем и агрегатов.

В группу эксплуатационных факторов входят формы организации выполнения ТОиР, состояние производственно-технической базы, квалификация специалистов, полнота удовлетворения требований в запасных частях и материалах, а также полнота и качество эксплуатационно-технической документации.

Конструктивно-производственные факторы определяют свойства самой конструкции и должны учитываться при создании ЛА. Эксплуатационные же факторы определяют среду, в которой проявляются свойства конструкции, и должны учитываться как при создании, так и при эксплуатации ЛА.

Не умаляя роли и влияния на уровень эксплуатационной технологичности эксплуатационных факторов, можно сказать, что требуемые свойства конструкции ЛА в отношении его приспособленности к ТОиР закладываются и обеспечиваются на этапах проектирования и производства. Именно на этих этапах путем соответствующих конструктивно-технологических решений обеспечиваются необходимые эксплуатационные свойства ЛА.

Доступность к объекту ТОиР – важный фактор сокращения времени и трудовых затрат при проведении всех плановых видов ТОиР, а также определении мест внезапных отказов, повреждений и их устранении. Под доступностью понимают прежде всего удобство работы (позу) исполнителя при выполнении основных операций ТОиР с минимальным объемом дополнительных работ. От позы, которую вынужден принимать исполнитель при работе, зависит производительность его труда (в среднем 100-30%), а для выполнения одного и того же объема операций требуются различные трудоемкость и продолжительность.

В понятие доступности, помимо удобства работы исполнителя, входит также пригодность объекта для выполнения целевых операций по ТОиР с минимальными объемами дополнительных работ или вообще без них. При этом к дополнительным работам относятся открытие и закрытие панелей, крышек лю-

ков, демонтаж и монтаж рядом установленного оборудования и другие работы.

Контролепригодность – важный фактор проведения контроля параметров систем и комплектующих изделий ЛА различными средствами и методами (прежде всего средствами технической диагностики и неразрушающего контроля). Значение проблемы контролепригодности конструкций ЛА в первую очередь определяется требованиями обеспечения их надежной работы. Обеспечение приспособленности конструкций к проведению их проверок теми или иными методами и средствами контроля неизбежно связано с дополнительными затратами. Однако они окупаются за счет повышения надежности, более эффективного использования ЛА и сокращения расходов на проведение ТОиР. Контролепригодность оказывает решающее влияние на внедрение в практику новых, более эффективных методов выполнения ТОиР и, в частности, метода обслуживания и замены изделий по техническому состоянию.

Легкосъемность означает пригодность изделия к замене с минимальными затратами времени и труда. Ее не следует смешивать с доступностью. На ЛА встречаются такие детали и изделия, к которым обеспечена отличная доступность, но замена их при эксплуатации затруднена. А так как обычным способом устранения отказов в эксплуатации ЛА является замена отказавшего изделия, то требование легко-съемности имеет важное значение для сокращения времени простоя ЛА и повышения регулярности их полетов. Легкосъемность во многом определяется применяемыми способами крепления изделий, заменяемых в эксплуатации, конструкцией разъемов, массой и габаритными размерами съемных элементов.

Взаимозаменяемость комплектующих изделий и деталей означает такое их свойство, при котором из множества одноименных деталей (изделий) можно без выбора взять любую и без подгонки (допускается применение технологических компенсаторов) установить на ЛА. В зависимости от объема подгоночных работ устанавливается соответствующая степень взаимозаменяемости. Чем меньше объем подгоночных работ при замене изделий и деталей, тем выше степень их взаимозаменяемости. Последняя имеет большое значение для сокращения

затрат труда, материалов и простоев ЛА при ТОиР. От этого фактора в первую очередь зависит успешное внедрение агрегатно-узлового ремонта, метода замены и ремонта агрегатов по техническому состоянию.

Под *преемственностью средств наземного обслуживания и контрольно-поверочной аппаратуры* понимают возможность использования для обслуживания нового типа ЛА уже имеющихся средств общего назначения. Чем большее число этих средств будет удовлетворять требованиям технического обслуживания и текущего ремонта нового типа ЛА, тем выше его эксплуатационная технологичность. Этот фактор оказывает значительное влияние на организацию рабочего места и удобство работы обслуживающего персонала, сроки и стоимость ТОиР.

Унификация функциональных систем и изделий ЛА является весьма важным фактором не только для повышения его эксплуатационной технологичности, но и повышения эффективности эксплуатации парка ЛА в целом. Увеличение числа одних и тех же изделий на разнотипных ЛА намного упрощает и удешевляет ТОиР, уменьшает номенклатуру запасных частей на складах предприятий, сокращает число видов потребной контрольно-поверочной аппаратуры.

2.2. ОСНОВНЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ТЕХНОЛОГИЧНОСТИ

Для анализа и оценки эксплуатационной технологичности необходимы количественные показатели. Они должны характеризовать конструкцию ЛА с точки зрения эксплуатационной технологичности.

К ним предъявляются требования: максимального учета факторов, определяющих эксплуатационную технологичность; возможности использования показателей при расчетах и задании в требованиях на вновь создаваемые типы ЛА, двигателей и их агрегатов; удобства применения показателей на практике при оценке уровня эксплуатационной технологичности на этапах испытаний и эксплуатации; чувствительности к изменению факторов, влияющих на уровень эксплуатационной технологичности.

Полноту учета большого числа самых разнообразных факторов, определяющих эксплуатационную технологичность, трудно оценить каким-либо одним показателем. Поэтому используют совокупность показателей, состоящую из обобщенных и единичных показателей.

К числу обобщенных показателей относятся:

- *удельная оперативная продолжительность $TOuP Kt$ в часах на 1 ч налета*. Этот показатель характеризует приспособленность ЛА к проведению на нем всех видов ТОиР, определяемых характеристиками безотказности и долговечности;

- *удельная оперативная трудоемкость $TOuP Kt$ в человеко-часах на 1 ч налета*. Она характеризует трудоемкость, потребную для поддержания безотказности работы всех функциональных систем на заданном уровне, а также обеспечения исправности и работоспособности ЛА. Слово «оперативная» в приведенных показателях означает, что в расчет принимаются только те затраты времени и трудоемкости, которые непосредственно связаны с выполнением ТОиР на ЛА без учета различного рода перерывов в работе и связанных с ними дополнительных трудозатрат;

- *удельная стоимость запасных частей и материалов при выполнении ТОиР $Kз$ в рублях на 1 ч налета*. Она характеризует частоту сменяемости комплектующих изделий на ЛА и стоимость их замен;

- *среднее время устранения отказов $t_{\text{ср}}$ в процессе оперативных видов ТО*;

- *интенсивность устранения отказов (текущего ремонта) μ* ;

- *вероятность выполнения непланового текущего ремонта P_u за заданный интервал времени t_z его стоянки*. Этот показатель представляет собой вероятность того, что случайное время t устранения отказа не превышает t_z . Он характеризует приспособленность ЛА к проведению текущего ремонта в процессе оперативных видов ТО при ограниченных затратах времени.

К единичным относят показатели эксплуатационной технологичности, характеризующие отдельные свойства конструкции ЛА. Номенклатура их выбирается прежде всего с учетом конструктивно-производственных факторов: доступности, легкосъемности, взаимозаменяемости, контролепригодности, преемствен-

ности и др. Каждое из свойств конструкции оценивается соответствующим безразмерным коэффициентом, изменяющимся от 0 до 1. Это коэффициенты доступности K_d , легкосъемности K_l , взаимозаменяемости K_e , контролепригодности K_k , преемственности $K_{пр}$.

2.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ТЕХНОЛОГИЧНОСТИ

Показатели эксплуатационной технологичности ЛА на этапах его испытаний и эксплуатации определяются на основе использования статистических данных по ТООР. К их числу относятся:

- действующие ресурсы ЛА и его изделий;
- формы ТООР и периодичность их выполнения;
- трудоемкость отдельных форм обслуживания и продолжительность их выполнения;
- время, потребное на замену основных изделий;
- затраты на запасные части при ТООР;
- перечень изделий, подлежащих периодическому контролю при эксплуатации с демонтажем и без демонтажа с ЛА, а также потребные контрольно-поверочная аппаратура и оборудование.

Этап испытаний и доводки первых экземпляров ЛА является важнейшим для проверки и оценки уровня их эксплуатационной технологичности. От объема и глубины исследований, проведенных на данном этапе, во многом зависят эффективность использования ЛА в дальнейшем и эксплуатационные расходы. Но не все можно учесть на этом этапе.

В начале регулярной эксплуатации ЛА выявляются дополнительные факторы, которые необходимо учитывать при оценке уровня эксплуатационной технологичности. Определение показателей на данном этапе проводится с использованием статистических данных, полученных из практики работы предприятий гражданской авиации.

Определение обобщенных показателей. При определении обобщенных показателей эксплуатационной технологичности в качестве исходных данных о продолжительности и трудоемкос-

ти выполнения форм ТОиР и операций по устранению отказов принимаются значения так называемых оперативных продолжительности и трудоемкости. Это означает, что при расчетах эксплуатационной технологичности принимаются лишь те затраты времени и труда, которые зависят от совершенства конструкции ЛА и не связаны с организацией проведения ТОиР.

Удельная оперативная продолжительность ТоиР

$$K_t = \frac{T_{оп} + T_n + T_{рем}}{T_{рес.л}} + \frac{T_{см.η}}{T_{рес.д}(1 - K_{д.с})}$$

где $T_{оп}$, T_n – суммарная продолжительность выполнения всех форм оперативного и периодического обслуживания соответственно за межремонтный ресурс (ремонтный цикл) ЛА $T_{рес.л}$, ч; $T_{рем}$ – средняя продолжительность ремонта ЛА, ч; $T_{см}$ – средняя продолжительность смены двигателя, ч; $T_{рес.д}$ – межремонтный ресурс двигателя, ч; $K_{д.с}$ – коэффициент досрочных замен двигателей; $η$ – коэффициент, учитывающий число замен двигателей, которые не совмещаются по времени с периодическими формами обслуживания.

Значения $T_{оп}$ и T_n , в свою очередь определяются исходя из принятых для каждого типа ЛА форм технического обслуживания, периодичности и средних значений продолжительности их выполнения.

Среднее время устранения отказов в процессе оперативных видов ТО

$$t_y = \sum_{i=1}^k q_i \bar{t}_{yi}$$

где q_i – условная вероятность отказа изделий i -й группы (системы ЛА); $\bar{t}_{yi}$ – среднее время устранения отказа изделия i -й группы, включая время на его обнаружение; k – число групп изделий на ЛА.

Условная вероятность отказа изделия i -й группы в общем случае

$$q_i = \frac{\omega_i}{\sum_{i=1}^k \omega_i}$$

где ω_i , – параметр потока отказов изделий i -й группы ($i = 1, 2, \dots, k$).

Среднее время устранения отказов изделий каждой группы ЛА определяется на основании результатов обработки статистических данных. Когда данных получено достаточно и заранее известен характер распределения времени текущего ремонта данного типа ЛА или его отдельных функциональных систем, среднее время устранения отказа t_y определяют по известным формулам. В случае экспоненциального распределения

$$t_y = \frac{1}{r} \sum_{i=1}^r t_{yi}$$

где r – число отказов, устраненных в процессе оперативных видов ТО; t_{yi} – время устранения i -го отказа.

Интенсивность устранения отказов (текущего ремонта) u , определяется как величина, обратная среднему времени устранения отказа:

$u = 1/t_y$. В этом случае полагают, что интенсивность устранения отказов является величиной постоянной во времени, а закон распределения времени устранения отказов – экспоненциальный.

Вероятность выполнения непланового текущего ремонта $P_y\{t \leq t_3\}$ в заданное время t_3 определяют в зависимости от вида распределения времени текущего ремонта. Вид распределения времени текущего ремонта определяется в основном принятым методом обнаружения отказавшего изделия и особенностями конструкции системы ЛА. Если системы ЛА и их изделия модульного типа, а ремонт осуществляется методом замены, то,

как правило, имеет место экспоненциальное распределение времени текущего ремонта и, следовательно

$$P_y\{t \leq t_3\} = 1 - e^{-\mu t}$$

где μ – интенсивность текущего ремонта; t_3 – заданное время простоя ЛА.

Для других случаев поиска и устранения неисправностей наиболее часто используется логарифмически нормальное распределение времени текущего ремонта

$$P_y\{t \leq t_3\} = \int_0^{t_3} f_y(t) dt$$

где $f_y(t)$ – плотность вероятности текущего ремонта.

Удельная оперативная трудоемкость ТОиР Кт в человеко-часах на час налета

$$K_t = \frac{\sum T_o + T_{рем.л}}{T_{рес.л}} + \frac{(T_{см} + T_{рем.д}) n_d}{T_{рес.д} (1 - K_{д.с})} + \sum_{i=1}^{N_u} \frac{T_{рем.и} u^{in} u^i}{T_{рес.и} u^i (1 - K u^i)}$$

где $\sum T_o$ – суммарная трудоемкость всех форм технического обслуживания, включая работы по устранению отказов и неисправностей за межремонтный ресурс (ремонтный цикл) ЛА $T_{рес.л}$, чел.-ч; $T_{рем.л}$, $T_{рем.д}$ $T_{рем.и}$ – трудоемкость ремонта ЛА, двигателя, i -го изделия соответственно, чел.-ч; $T_{см}$ – трудоемкость замены двигателя, чел.-ч; $T_{рем.д}$ $T_{рем.и}$ – межремонтные ресурсы двигателя и i -го изделия соответственно, ч; $K_{д.с}$, K_{ui} – коэффициенты досрочных замен двигателя, i -го изделия соответственно; n_d , $n_{и}$ – число двигателей и изделий каждого типа на ЛА, заменяемых в пределах $T_{рес.д}$ и $T_{рес.л}$ соответственно; N_u – число типов изделий, заменяемых на ЛА в пределах $T_{рес.л}$.

Суммарная трудоемкость $2 T_o$ в свою очередь определяется исходя из принятых форм технического обслуживания ЛА в пределах ресурса $T_{рес.л}$ средних значений трудоемкости каждой из форм обслуживания.

Удельная стоимость запасных частей и материалов K_z в рублях на час налета

$$K_z = \frac{C_o + C_{\text{рем.л}}}{T_{\text{рес.л}}} + \frac{C_{\text{рем.д}} n_o}{T_{\text{рес.д}} (1 - K_{o.c})} + \sum_{i=1}^{N_u} \frac{C_{\text{рем.и}} u^i u_i}{T_{\text{рес.и}} u^i (1 - K u^i)}$$

где C_o – средняя суммарная стоимость запасных частей и материалов при выполнении всех форм технического обслуживания за ресурс $T_{\text{рес.л}}$, руб.; $C_{\text{рем.л}}$, $C_{\text{рем.д}}$, $C_{\text{рем.и}}$ – средняя стоимость запасных частей и материалов при ремонте ЛА, двигателя, i -го изделия соответственно, руб.

Метод определения значения показателя K_z ничем не отличается от описанного ранее метода определения K_m . Используя приведенные выражения, значения показателей K_m и K_z можно определить не только для ЛА в целом, но и для его отдельных функциональных систем. Это значительно облегчает анализ и выявляет резервы улучшения показателей удельных трудоемкости и стоимости запасных частей и материалов при ТОиР ЛА.

Определение единичных показателей. Единичные показатели, характеризующие отдельные свойства конструкции ЛА, выражаются в виде безразмерных коэффициентов. Считается, что конструкция полностью отвечает предъявляемым к ней требованиям по тем или иным свойствам, если коэффициент, характеризующий его, равен или близок единице.

Коэффициент доступности к объекту ТОиР

$$K_o = 1 - \frac{T_{\text{доп}}}{T_{\text{доп}} + T_{\text{осн}}}$$

где $T_{\text{доп}}$ – средняя трудоемкость дополнительных работ, чел.-ч;
 $T_{\text{осн}}$ – средняя трудоемкость основной работы, чел.-ч.

К дополнительным работам в данном случае относятся такие, как снятие и установка крышек всевозможных люков, панелей, капотов, заливов, теплозвукоизоляции, демонтаж и монтаж рядом установленного и не подлежащего съемке оборудования, и пр. Основными работами считаются контрольные, регулиро-

вочные, смазочные, заправочные операции, демонтаж и монтаж подлежащих замене агрегатов и изделий.

Коэффициент взаимозаменяемости изделия или элемента конструкции ЛА

$$K_6 = 1 - \frac{T_{подг}}{T_{подг} + T_{д.м}}$$

где $T_{подг}$ – средняя трудоемкость подгоночных, проверочных или подстроечных работ при замене изделия (элемента конструкции), чел.-ч; $T_{д.м}$ – средняя трудоемкость демонтажно-монтажных работ рассматриваемого изделия, чел.-ч.

При определении K_6 в $T_{подг}$ включаются все виды подгоночных, проверочных или подстроечных работ, выполняемых по месту установки на ЛА нового или взятого из обменного фонда изделия.

Коэффициент легкосъемности изделия или элемента конструкции ЛА

$$K_8 = 1 - \frac{T_{д.м}}{T_{д.м}}$$

где $T_{д.м}$ – отклонение трудоемкости демонтажно-монтажных работ рассматриваемого изделия в сравнении с базовым показателем, чел.-ч.

За базовый показатель в данном случае принимается показатель легкосъемности, заданный в требованиях или аналогично образцу изделия, принятому за эталон.

Коэффициент контролепригодности отдельных функциональных систем и ЛА в целом

$$K_k = 1 - \frac{\sum_{j=1}^{n_m} T_j K_j}{\sum_{i=1}^{n_u} T_i K_i + \sum_{j=1}^{n_m} T_j K_j}$$

где T_i – трудоемкость разового контроля i -го изделия, не требующего демонтажа с ЛА, чел.-ч; T_j – трудоемкость разового контроля j -го изделия, требующего обязательного демонтажа с ЛА, включая трудоемкость его демонтажа и монтажа, чел.-ч; p_t , p_n – числа изделий в системе (на ЛА), требующих и не требующих обязательного демонтажа для контроля соответственно; K_i , K_j – частота контроля изделий в течение межремонтного ресурса (ремонтного цикла) ЛА $T_{рес.л}$ – требующих и требующих демонтажа соответственно.

Коэффициент преемственности средств наземного обслуживания ЛА $K_{пр}$ можно определить по формуле

$$K_{пр} = 1 - \frac{C_{н.о}}{C_{н.о}^{ис} + C_{с.о}}$$

где $C_{н.о}$ – стоимость комплекта нового наземного оборудования, предназначенного для обслуживания и ремонта ЛА только данного типа, тыс. руб.; $C_{с.о}$ – стоимость комплекта уже имеющегося в эксплуатации оборудования и изготавливаемого серийно, тыс. руб.

На практике $K_{пр}$ иногда определяется более простым способом, а именно через отношение числа оборудования в комплектах, а не их стоимостей. Преимущество такого способа – сравнительная простота расчета. Однако его точность в ряде случаев является недостаточной. Так же можно определить коэффициент преемственности и для контрольно-поверочной аппаратуры и оборудования.

Рассмотренные единичные показатели не являются исчерпывающими. В некоторых случаях может оказаться необходимым применение и других показателей (например, коэффициенты унификации изделий, крепежных деталей и др.). Способ их расчета практически ничем не отличается от изложенного выше.

2.4. ОЦЕНКА УРОВНЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ТЕХНОЛОГИЧНОСТИ

Она включает качественный анализ конструкции и количественную оценку достигнутого уровня технологичности.

При проведении качественного анализа дается оценка приспособленности конструкции к выполнению всех операций ТОиР, предусмотренных технологией, определяется состав и вид применяемого инструмента, контрольно-поверочной аппаратуры и средств наземного обслуживания, а также оценивается полнота и качество эксплуатационно-технической документации. Оценка конструктивных решений при качественном анализе ЛА осуществляется их сравнением с конструктивными решениями, достигнутыми на лучших образцах ЛА подобного класса.

Количественная оценка уровня эксплуатационной технологичности представляет собой заключительный этап анализа и производится на стадиях проектирования, производства и эксплуатации ЛА. По результатам выполнения данного этапа выдаются окончательное заключение об эксплуатационной технологичности и рекомендации по изменению конструктивно-технологических решений на оцениваемом типе ЛА.

Разработка простых и достоверных способов количественной оценки уровня технологичности является важнейшей задачей. Для ее решения можно воспользоваться дифференцированным методом, применяемым для оценки уровня качества изделий. Под уровнем эксплуатационной технологичности в данном случае понимается относительная характеристика, основанная на сравнении совокупности показателей технологичности оцениваемого объекта с соответствующей совокупностью базовых (эталонных) показателей. В качестве последних может быть принята реально существующая или гипотетическая конструкция, аналогичная по назначению, классу и условиям эксплуатации. Эталонами могут служить также требования по обеспечению эксплуатационной технологичности ЛА.

Оценка уровня эксплуатационной технологичности ЛА производится дифференцирование по каждому из показателей. В первую очередь рассматриваются обобщенные (техничко-

экономические) показатели, а затем для некоторых особо важных изделий, оговоренных в технических требованиях, – единичные (технические) показатели. За меру сравнения принимают относительные показатели

$$\beta_i = \frac{K_{i3}}{K_i}, \text{ или } \beta_i = \frac{K_i}{K_{i3}}$$

где K_i – значение i -го показателя оцениваемого ЛА; K_{i3} – значение t -го базового показателя.

Для каждого из показателей β_i выбирается то из приведенных выражений, в котором его увеличению отвечает повышение уровня эксплуатационной технологичности. Так, уровень технологичности по основным показателям K_T , K_i , K_z оценивается по первому из выражений, так как увеличение значения показателя указывает на улучшение технологичности.

Оценку уровня эксплуатационной технологичности по вероятностным показателям вида $P_y\{t \leq t_3\}$ и всем единичным показателям (за исключением легкосъемности) следует выполнять по второму выражению, так как в этом случае улучшение технологичности происходит при увеличении значения показателя. Положительная оценка дается в тех случаях, когда $\beta_i \geq 1$, а отрицательная – когда $\beta_i < 1$. В последнем случае требуется проведение дальнейших конструктивных улучшений.

Дифференцированный метод оценки уровня эксплуатационной технологичности имеет большие преимущества перед другими методами (комплексный, смешанный, экспертный). Он позволяет дать четкую оценку уровня конкретно по каждому из интересующих нас показателей.

В результате с его помощью выдается не только оценка уровня, но и конкретный план действий для конструкторов и технологов по улучшению тех показателей, по которым получена отрицательная оценка.

Глава 3. КОНТРОЛЕПРИГОДНОСТЬ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

3.1. ХАРАКТЕРИСТИКА КОНТРОЛЕПРИГОДНОСТИ И ЕЕ ОЦЕНКА

Существенное повышение эффективности технической эксплуатации ЛА достигается при комплексном подходе к решению задач обеспечения приспособленности конструкций к прогрессивным методам ТОиР авиационной техники и, в частности, к методам ТОиР по состоянию. Основное содержание работ при ТОиР по состоянию – техническое диагностирование объектов АТ, связанное с контролем и прогнозированием их работоспособности. Затраты времени и труда на контроль растут с увеличением сложности конструкций ЛА, числа контролируемых объектов и измеряемых параметров, с ростом требований по обеспечению заданной глубины контроля и становятся определяющими в общем расходе времени и труда на проведение профилактических и восстановительных работ.

Если бы совершенствовались только методы и средства контроля, а сами ЛА конструировались бы без учета необходимости их контроля, то невозможно было бы достичь высоких результатов в условиях внедрения ТОиР по состоянию. Для успешного решения этой задачи конструирование современной АТ ведется с учетом требований по обеспечению ее контролепригодности.

Под контролепригодностью ЛА понимается свойство, характеризующее его приспособленность (пригодность) к проведению контроля заданными методами и средствами технического диагностирования. Таким образом, контролепригодность характеризует свойство ЛА как совокупности объектов контроля и диагностирования (прежде всего методами автоматизированного контроля и физическими методами).

Значение проблемы контролепригодности конструкций ЛА в первую очередь отражается в требованиях по обеспечению их надежной работы. В то же время обеспечение приспособленности конструкций к проведению их проверок теми или иными методами и средствами контроля неизбежно связано с дополнительными затратами. Однако в процессе эксплуатации они окупаются за счет повышения надежности, более эффективного использования ЛА и сокращения расходов на их ТОиР. Одновременно в процессе эксплуатации проводится комплексная оценка контролепригодности АТ, на основе которой разрабатываются рекомендации по повышению эффективности эксплуатации ЛА за счет усовершенствования АТ и применяемых методов и средств контроля. При этом следует иметь в виду, что ЛА имеет наземный и бортовой уровни контролепригодности. Первый из них характеризует соответствие всех функциональных систем, планера и силовой установки ЛА требованиям диагностирования с целью прогнозирования изменения технического состояния АТ, второй – соответствие АТ требованиям оперативного контроля работоспособности и правильного его функционирования на всех этапах полета, а также требованиям к обработке и накоплению полетной диагностической информации для ее использования на земле и прогнозирования.

Комплексная оценка контролепригодности объекта АТ включает (рис.3.1.) оценку контролепригодности конструкции, бортовых приборов контроля, системы сбора и обработки полетной информации (СОПИ), системы наземного контроля. В свою очередь оценка контролепригодности конструкции предусматривает оценку контролепригодности собственно конструкции, встроенных средств контроля, устройств сопряжения объекта контроля со средствами контроля.

Оценка бортовых приборов контроля включает оценку соответствия состава контролируемых параметров заданному, соответствия точности измерения заданной, эргономических свойств комплекса индикаторов (указателей) и приборов контроля.

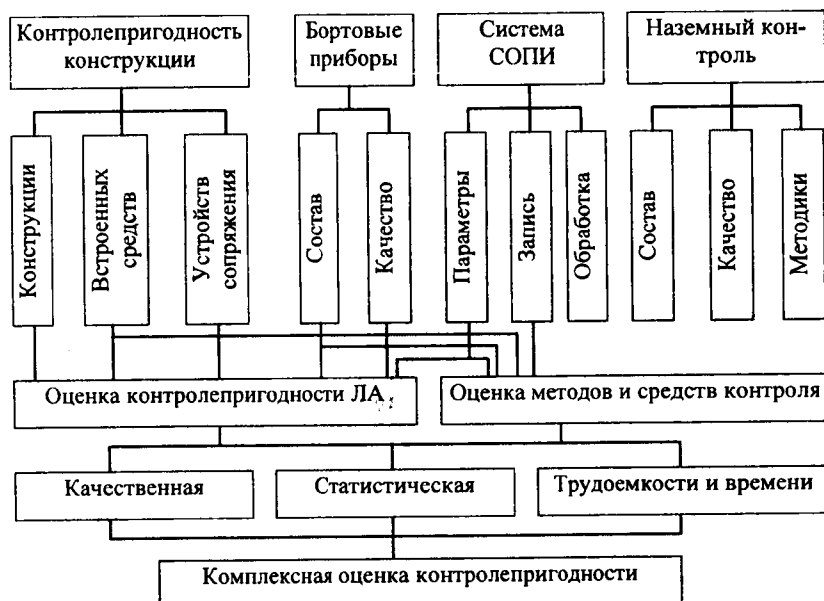


Рис.3.1. Структурная схема комплексной оценки контролепригодности АТ на этапе эксплуатации

Оценка системы наземного контроля предусматривает оценку соответствия состава контролируемых параметров заданному, качества применяемых средств контроля, эффективности применяемых методик контроля технического состояния АТ в условиях эксплуатации.

3.2. ПОКАЗАТЕЛИ КОНТРОЛЕПРИГОДНОСТИ

Контролепригодность оценивается качественно и количественно. Количественная оценка контролепригодности проводится с использованием системы показателей.

Контролепригодность отдельных изделий в части их приспособленности к диагностированию оценивается коэффициентом безразборного диагностирования $K_{бд}$, и средней трудоемкостью данного вида диагностирования S_d :

$$K_{6\partial} = 1 - \frac{\Pi_{p\partial}}{\Pi_{6\partial} + \Pi_{p\partial}}, \quad S_{\partial} = \sum_{j=1}^N S_{\partial j}$$

где $\Pi_{6\partial}$, $\Pi_{p\partial}$ – число контролируемых параметров данного изделия, для измерения которых не требуются и требуются демонтаж-монтажные работы соответственно; N – число операций данного вида диагностирования, необходимых для определения технического состояния оцениваемого изделия.

При этом трудоемкость j -и операции диагностирования в человеко-часах

$$S_{dj} = S_{oj} + S_{vj}$$

где S_{oj} , S_{vj} – основная и вспомогательная трудоемкость j -и операции диагностирования, чел.-ч.

Основная трудоемкость S_{oj} характеризует затраты труда на непосредственное диагностирование (установление необходимых режимов работы изделия и средств диагностирования, измерение, сравнение действительного значения с заданным, регистрация и отображение результата измерения параметра).

Вспомогательная трудоемкость

$$S_{vj} = S_{д.м.сдj} + S_{достj}$$

где $S_{д.м.сдj}$ – трудоемкость демонтажа-монтажа устройств, необходимых для выполнения j -и операции диагностирования, чел.-ч; $S_{достj}$ – трудоемкость работ на изделии для обеспечения доступа к точкам контроля и приведения изделия в исходное состояние после диагностирования, чел.-ч.

Применительно к отдельным изделиям рекомендуется использовать также дополнительные показатели контролепригодности.

Коэффициент полноты проверки исправности (работоспособности, правильности функционирования)

$$K_{n.n} = \frac{\lambda_k}{\lambda_o}$$

где λ_k – суммарная интенсивность отказов контролируемых составных частей изделия на принятом уровне деления; λ_o – суммарная интенсивность отказов изделия в целом (всех его частей) на принятом уровне деления.

Коэффициент унификации устройств сопряжения изделия со средствами диагностирования

$$K_{y.c} = \frac{N_y}{N_o}$$

где N_y – число унифицированных устройств сопряжения; N_o – общее число устройств сопряжения.

Коэффициент унификации контролируемых параметров

$$K_{y.n} = \frac{\delta_y}{\delta_o}$$

где δ_y – число унифицированных параметров изделия, используемых при диагностировании; δ_o – общее число параметров, используемых при диагностировании.

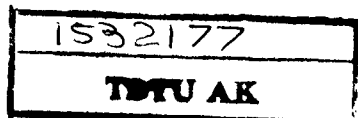
Коэффициент использования специальных средств диагностирования

$$K_{u.cn} = 1 - \frac{G_{cn}}{G_c + G_{cn}}$$

где G_{cn} , G_c – число, масса или объем специальных и серийных средств диагностирования соответственно.

Коэффициент оперативной подготовки изделия к диагностированию

$$K_{nodz} = 1 - \frac{S_e}{S_o + S_e}$$



где S_b – средняя трудоемкость диагностирования изделия, чел.-ч; S_d – средняя трудоемкость подготовки изделия к диагностированию, чел.-ч.

При оценке контролепригодности используются дифференцированный и комплексный методы. При этом определяется уровень контролепригодности q – относительная характеристика контролепригодности q – основанная на сравнении совокупности показателей контролепригодности оцениваемого изделия с соответствующей совокупностью базовых показателей принятого за эталон.

Дифференцированная оценка контролепригодности проводится с использованием выражения

$$q_i = \frac{K_i}{K_{i6}}$$

где K_i – значение i -го показателя контролепригодности оцениваемого изделия;

K_{i6} – значение соответствующего базового показателя контролепригодности.

При комплексной оценке используется выражение

$$q = \prod_{i=1}^n (q_i)$$

где n – число показателей контролепригодности, по совокупности которых определяется уровень контролепригодности; a_i – коэффициент весомости i -го показателя контролепригодности.

3.3. АНАЛИЗ КОНТРОЛЕПРИГОДНОСТИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

В связи с развитием АТ улучшаются летно-технические и конструктивно-эксплуатационные характеристики ЛА. Повышение технического уровня АТ оказалось возможным благодаря разработке и реализации на современных типах ЛА новых кон-

структивно-технологических принципов проектирования и конструирования элементов, узлов, агрегатов и функциональных систем, обладающих высоким уровнем контролепригодности. В настоящее время именно те виды АТ, уровень контролепригодности которых в сочетании с заложенными в конструкцию свойствами безотказности обеспечивает безопасную и экономическую эксплуатацию ЛА, переводятся на методы ТОиР по состоянию.

При создании ЛА конструкторы используют два основных принципа решения проблемы повышения надежности и эффективности эксплуатации: «безопасного ресурса» и «безопасной повреждаемости». И в том и в другом случае применительно к конструкции планера проектируемых в настоящее время ЛА его особенностью с позиций контролепригодности является приспособленность к неразрушающим методам контроля и раннему выявлению трещин и коррозии.

Анализ имевших место случаев разрушения и серьезных повреждений конструкции свидетельствует о том, что они могут быть легко предотвращены, если обеспечивается необходимый доступ для контроля и осмотра элементов планера. Так, например, конструкция английского самолета BAe-146 спроектирована с учетом выполнения эффективного осмотра и контроля. Принято, что длина обнаруживаемой трещины у этого самолета составляет 10,2 см. Допускается, что трещины меньшей длины могут быть и не обнаружены. Вопросы обеспечения доступности для технического контроля конструкции решаются в начальной стадии проектирования ЛА. При этом учитывается, что неразрушающие методы контроля применяются тогда, когда визуальные технические осмотры неэффективны. Для зарубежного самолета A-300, например, около 5% проверок силовых элементов конструкции требуют обязательного применения методов неразрушающего контроля, а для 15% они могут быть заменены обычным визуальным осмотром.

Принимая во внимание, что принцип «безопасной повреждаемости» распространяется и на функциональные системы ЛА, надежность которых обеспечивается главным образом за счет резервирования изделий и систем в целом, тем не менее и они нуждаются в высоком уровне контролепригодности.

Контроль технического состояния функциональных систем ЛА обеспечивается наличием штатных систем (приборов) индикации эксплуатационных параметров, систем раннего обнаружения неисправностей, аварийной сигнализации и автоматизированного контроля.

Штатные приборы контроля в форме различных видов носителей информации (стрелочные, цифровые, световые и т.п.) выводятся на приборные доски членов экипажа и обеспечивают контроль работоспособности важнейших агрегатов и функциональных систем ЛА.

Системы раннего обнаружения и сигнализации неисправностей предназначены для выявления предотказового технического состояния агрегатов и систем ЛА. Их контролируемые параметры отражают постепенно накапливающиеся изменения таких характеристик технического состояния, которые объективно свидетельствуют о возникновении неисправности, переходящей в дальнейшем в отказ агрегата или системы в целом.

Системы аварийной сигнализации используют в качестве выходного сигнала: световую индикацию красного цвета на приборных досках и пультах членов экипажа; звуковую сигнализацию в виде прерывистого зуммера или записанных на магнитную ленту речевых команд. Данные системы реагируют на такие изменения в работе основных систем ЛА, которые угрожают безопасности полета: помпаж двигателя, пожар, падение давления топлива, отключение генераторов и др.

Бортовая автоматизированная система контроля (БАСК) объединяет все бортовые системы контроля и регистрирует весь комплекс параметров, контролируемых на борту ЛА. БАСК имеет в своем составе бортовую ЭВМ. В составе каждой функциональной системы ЛА имеется логическое устройство, сравнивающее фактический выходной сигнал от датчика данного контролируемого параметра с эталонным из блока памяти ЭВМ. При недопустимом рассогласовании этих сигналов на дисплее экипажа появляется информация о неисправности или отказе с необходимыми рекомендациями. БАСК самолетов Б-747 и ДС-10 обеспечивают поиск 95% неисправных блоков.

Работоспособность основных электроцепей и агрегатов системы кондиционирования воздуха на отечественном самолете

Як-42 проверяется с помощью бортовой системы автоматизированного контроля. В различных системах управления ЛА находят применение микропроцессоры. Они устанавливаются в системах управления полетом, автоматического управления тягой двигателей, управления расходом топлива, контроля и оптимизации режимов работы двигателей и др. На базе микропроцессоров разработана система регулирования параметров в кабинах таких зарубежных самолетов, как Б-757 и Б-767 и др.

Совершенствование системы диагностирования ГТД в условиях эксплуатации по состоянию связано в настоящее время с разработкой их конструкции, обеспечивающей с помощью средств объективного контроля доступ к элементам, определяющим состояние двигателей, и разработкой систем автоматизированной обработки информации об изменении технического состояния ГТД. Конструкции современных ГТД позволяют обнаружить большинство повреждений на ранних стадиях их развития за счет возможности проведения контроля: состояния масла, уровня вибраций, значений термогазодинамических параметров, целостности деталей проточной части двигателя и силовых элементов.

В табл. 3.1. приведены примеры обеспечения контролепригодности современных ГТД.

Таблица 3.1

Средства контроля авиационных двигателей

Элементы контролепригодности	АИ-25	Д-30	Д-30КУ	НК-8-2У	«Spray-25»	ЛТ-9	RB-211
Число окон для осмотра:							
компрессора низкого давления	3	4	3	3	1	2	3
компрессора высокого давления	2	1	2	6	1	9	6
камеры сгорания турбины	-	12	2	4	-	8	9
	-	2	-	2	-	2	5
Число датчиков вибраций	2	1	2	2	-	2	2
Число магнитных пробок	1	1	-	4	5	4	6

Примером конструктивного обеспечения контролепригодности может служить выполнение лючков на корпусах ГТД для визуального контроля состояния его проточной части (рис. 3.2). Стрелками на нем показаны места введения эндоскопов и заштрихованы элементы конструкции ГТД, доступные для визуального контроля.

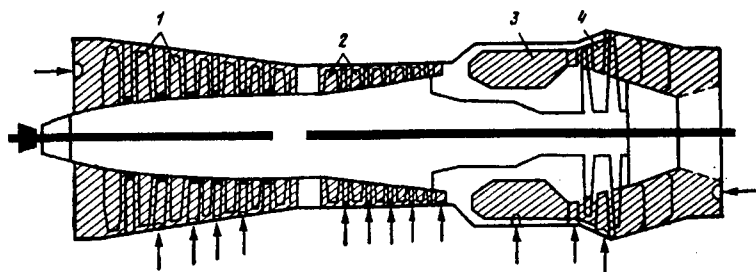


Рис.3.2. Конструктивное обеспечение возможности визуального контроля внутренних элементов ГТД:

1 - лопатки КНД; 2 - лопатки КВД; 3 - камера сгорания;
4 - турбина

Контроль технического состояния наиболее ответственных элементов ГТД осуществляется с помощью встроенных средств контроля, обеспечивающих контроль и регистрацию основных параметров в процессе работы двигателя, сигнализацию о появлении отказов и о достижении контролируемыми параметрами предельных значений (опасных уровней вибрации, пожара, наличия стружки на магнитных пробках и др.), автоматическое включение аварийных систем обеспечения безопасности полета, выдачу рекомендаций экипажу о целесообразных действиях при появлении отказа.

3.4. КАТЕГОРИИ КОНТРОЛЕПРИГОДНОСТИ

Под категорией контролепригодности понимается качественная характеристика приспособленности изделия к техническому диагностированию заданными средствами. Категорию устанавливают в техническом задании на вновь создаваемое из-

деление АТ в целом или его составные части. Для того чтобы изделию присвоить определенную категорию контролепригодности, необходимо его оценить с точки зрения конструктивного исполнения по контролепригодности.

Различают шесть групп (1...6) конструктивного исполнения по контролепригодности (рис. 3.3).

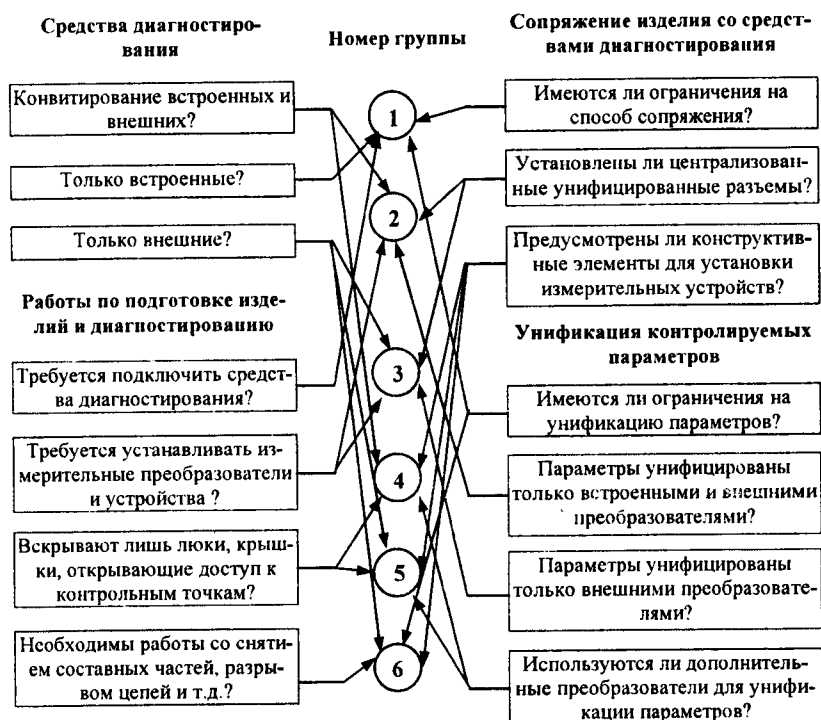


Рис. 3.3. Отличие групп конструктивного исполнения по контролепригодности

Для обеспечения контролепригодности изделий АТ в техническом задании на ее разработку или модернизацию должны устанавливаться конкретные требования по контролепригодности в виде значений показателей и качественных требований.

Номенклатура и значения показателей контролепригодности изделий АТ задаются с учетом: технических требований на

ЛА в целом; требований к эффективности технической эксплуатации ЛА и надежности изделий АТ; вида и назначения системы диагностирования; информации о контролепригодности прототипов или аналогов изделий АТ отечественного или зарубежного производства; требований действующей нормативно-технической документации; обеспечения возможности сравнения контролепригодности однотипных изделий АТ.

Качественные требования по контролепригодности содержат общие требования к параметрам, методам, средствам технического диагностирования и к конструкции изделий АТ. Общие требования к параметрам, методам и средствам в зависимости от вида и назначения систем диагностирования включают требования: к числу диагностических параметров, несущих достаточную информацию о техническом состоянии изделия; к номенклатуре встроенных и внешних средств контроля, их точности и достоверности; к оптимальности алгоритма диагностирования, обеспечивающего наиболее экономичную эксплуатацию ЛА при заданном уровне безотказности его изделий.

К числу общих требований, предъявляемых к самой конструкции АТ, следует отнести:

- введение в конструкцию АТ встроенных элементов контроля, обеспечивающих визуальный контроль параметров;
- введение в конструкцию АТ встроенных средств диагностирования, измерительных преобразователей, средств микропроцессорной техники;
- применение унифицированных и стандартизированных устройств сопряжения с внешними средствами контроля;
- обеспечение легкосъемности устройств сопряжения;
- обеспечение безопасного и однозначного соединения устройств сопряжения с учетом соблюдения требований пожаробезопасности, эргономических и эстетических характеристик.

Формирование требований по контролепригодности вновь создаваемой АТ регламентируется отраслевыми и межотраслевыми нормативными документами, в том числе общими техническими требованиями к контролепригодности отдельных функциональных систем, газотурбинных двигателей и ЛА в целом.

Глава 4. КОМПЛЕКСНАЯ ПРОГРАММА ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ

4.1. КОМПЛЕКСНЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ НАДЕЖНОСТИ

По мере усложнения АТ, увеличения назначенного ресурса и срока службы все большее значение приобретает проблема обеспечения надежности ЛА в целом, его функциональных систем и отдельных агрегатов.

Поскольку в создании ЛА участвуют многие организации, а эксплуатация его длится несколько десятков лет, возникает необходимость комплексного решения проблемы обеспечения надежности. Важное место при этом занимает комплексная программа обеспечения надежности и безопасности полета на всех этапах его создания и эксплуатации. Впервые подобная программа была разработана для самолета Ил-86. Кроме последовательности этапов и содержания работ (рис. 4.1.), она определяет ответственных исполнителей, сроки, конечные результаты и формы отчетности.

Обеспечение надежности ЛА реализуется на этапах проектирования, производства, испытания и эксплуатации. Каждый из этих этапов может быть подразделен на более мелкие, что позволяет более подробно исследовать методы обеспечения надежности. На каждом из этапов выполнения комплексной программы обеспечения надежности осуществляется контроль и доказательство заданных требований (соответствие техническому заданию), что является обратной связью в течение всего периода создания и эксплуатации ЛА.

Известно, что затраты на устранение конструктивных недостатков на этапах проектирования, серийного производства на порядок меньше, чем на этапе эксплуатации ЛА. Значительное увеличение затрат на разработку ЛА, создание испытательных

стендов и прогрессивных средств производства позволяют значительно снизить затраты на эксплуатацию.



Рис. 4.1. Основные этапы работ по обеспечению требований надежности

Оценка эффективности комплексной программы обеспечения надежности производится на каждом из этапов жизненного цикла ЛА. Но оценка по конечному результату осуществляется в процессе технической эксплуатации с использованием комплексных показателей.

В соответствии с действующей нормативной документацией установлены комплексные показатели надежности.

Коэффициент готовности K_r — вероятность того, что объект окажется в работоспособном состоянии в произвольный момент времени, кроме планируемых периодов, в течение которых применение объекта по назначению не планируется. Следовательно, он представляет собой отношение времени исправной работы к суммарному времени исправной работы и времени восстановления после отказов:

$$K_z = -\frac{T_z}{(T_z + T_v)}$$

где T_v – суммарное время восстановления после отказов в течение года; T_z – годовой налет.

Если известно число отказов $n_{отк}$, например, за время T_z , то, поделив числитель и знаменатель на $n_{отк}$, можно получить:

$$K_z = -\frac{T_o}{(T_o + t_v)}$$

где T_o – наработка на отказ; t_v – среднее время восстановления после отказа.

Коэффициент оперативной готовности $K_{ог}$ используется для оценки вероятности того, что объект окажется в работоспособном состоянии в произвольный момент времени и, кроме того, начиная с этого момента, будет работать безотказно в течение заданного интервала времени:

$$K_{оз} = K_z P(t)$$

где $P(t)$ – вероятность безотказной работы после устранения отказа (после восстановления).

Коэффициент технического использования K_t и определяется как отношение математического ожидания интервалов времени пребывания объекта в работоспособном состоянии за некоторый период эксплуатации к сумме математических ожиданий интервалов времени пребывания объекта в работоспособном состоянии и простоев на ТОиР за тот же период эксплуатации:

$$K_{ТИ} = \frac{T_z}{(T_z + T_n)}$$

где T_n – простои на ТОиР.

Кроме указанных показателей, для комплексной оценки эффективности профилактических работ при ТО можно использовать коэффициент сохранения эффективности:

$$K_{эф} = K_{ТИ} P_{эф}(t)$$

где $P_{эф}(t)$ – вероятность безотказной работы после выполнения работ по техническому обслуживанию и ремонту.

4.2. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТРЕБОВАНИЙ НАДЕЖНОСТИ НА ЭТАПАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ИСПЫТАНИЙ ЛА

Проектирование функциональных систем и конструкции ЛА в целом производится с позиций обеспечения требований по надежности с учетом возможных отказов АТ в заданных условиях эксплуатации. Основными документами при проектировании являются Нормы летной годности самолетов (НЛГС) и Техническое задание (ТЗ) на ЛА.

Помимо конструктивных методов обеспечения надежности, проектировщик заранее анализирует возможности технологии изготовления и сборки конструкции, объем предполагаемых экспериментальных исследований и испытаний (рис. 4.2.), обосновывает принципы ТОиР создаваемого ЛА.

При создании конструкции нового типа ЛА проектировщик для обеспечения надежности учитывает следующие основные принципы:

- использование поэлементного и общего (канала функциональной системы) резервирования;
- рациональное проектирование систем для уменьшения числа входящих элементов и агрегатов;
- увеличение надежности элементов (агрегатов) за счет использования новых, но уже апробированных принципов дейст-

вия и материалов; защита агрегатов от воздействия отрицательных факторов (вибрация, повышенная температура, влажность, пыль и т.п.);

- введение различных устройств, ограничивающих развитие отказа или повреждения;
- обеспечение контролепригодности агрегатов, систем и опасных зон конструкции планера;
- предупреждение появления отказов, основанное на оценке и прогнозировании технического состояния.



Рис. 4.2. Содержание работ по комплексной программе обеспечения надежности на этапах проектирования и испытаний

При проектировании современных ЛА функциональная безотказность систем обеспечивается путем двух-трехкратного резервирования. Рассмотрению видов отказов каждого канала уделяется особое внимание, чтобы резервирование в целях исклю-

чения отказа одного вида не приводило к ухудшению функционирования системы из-за появления других видов отказов. Так, увеличение числа насосов перекачки топлива из бака в расходную секцию уменьшает вероятность невыработки топлива, но при этом увеличивает вероятность переполнения расходной секции и появления в ней избыточного давления при отказе насосов подкачки. Для парирования повышения давления устанавливаются различного рода защитные устройства в виде дросселей и клапанов.

Пристальное внимание конструктор уделяет предотвращению накопления отказов в резервированных системах и агрегатах. Это обеспечивается правильным выбором средств сигнализации об отказах и планированием работ по ТОиР.

Выполнение заданных требований по надежности на этапе проектирования подтверждается не только расчетными и аналитическими методами, но и большим объемом экспериментальных исследований и испытаний. При проведении экспериментов и испытаний решаются задачи проверки правильности конструктивных решений и выявления слабых технологических решений, оценки идентификации математических моделей с натурным объектом.

С точки зрения обеспечения надежности ЛА главная задача испытаний – проверка достаточности заложенных при проектировании запасов работоспособности. Экспериментальные работы и испытания выполняются, начиная с разработки конструктивно-силовых функциональных схем. В процессе создания нового типа ЛА каждый конструкторский отдел выпускает программы испытаний, чертежи образцов, анализирует и корректирует ход экспериментальных исследований. Прочностные характеристики являются критерием надежности большинства элементов конструкции планера ЛА. Поэтому тщательно исследуются образцы материалов схемы крепежа, типы профилей, варианты конструкции панелей, шпангоутов, стрингеров, лонжеронов и нервюр. Проводятся натурные статические и усталостные испытания отдельных зон конструкции планера и ЛА в целом. Испытания на функционирование и подтверждение требуемого ресурса сложных механизмов планера, например, навески предкрылков и закрылков, также производятся на специальных стендах.

Экспериментальные исследования влияния внешней среды и условий эксплуатации наиболее полно проводятся в процессе летных испытаний. Оценка влияния на надежность таких факторов, как динамическое нагружение конструкции при рулении, взлете, посадке, а также вибрационное и акустическое нагружение, дается только по результатам летных испытаний.

4.3. ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЛА

Решение задач обеспечения надежности в процессе эксплуатации ЛА характеризуется тем, что в данной работе участвуют не только эксплуатационные и ремонтные предприятия гражданской авиации, но и поставщики авиационной техники. Авторский надзор за надежностью ЛА, условиями его эксплуатации осуществляет организация-разработчик.

Работы, выполняемые в соответствии с комплексной программой обеспечения надежности на этапе эксплуатации ЛА (рис.4.3.), направлены на поддержание заданного уровня надежности и работоспособности агрегатов планера и функциональных систем. Любые виды и формы ремонтов также направлены на обеспечение надежности и восстановление работоспособности ЛА в процессе их длительной эксплуатации.

Основные принципы поддержания уровня надежности, который заложен при проектировании ЛА, реализуются в программе ТОиР. Программа ТОиР корректируется в течение длительной эксплуатации и наилучшим образом учитывает изменения условий эксплуатации и технического состояния ЛА.

Тщательность выполнения технологии комплексной подготовки ЛА к полету, эффективный визуальный контроль состояния конструкции обеспечивают надежную эксплуатацию ЛА в полете. Эти работы являются простейшими, но от качества и добросовестности их выполнения во многом зависит безопасность каждого полета. Соблюдение режимов полета и летных ограничений также является неременным условием обеспечения надежной работы конструкции и систем ЛА.

Весьма важную роль в обеспечении безотказной работы выполняет комплекс применяемого при техническом обслужива-

нии ЛА наземного оборудования. Средства механизации и автоматизации технического обслуживания не только снижают трудоемкость и облегчают выполнение регламентных работ, но и определяют качество работ.

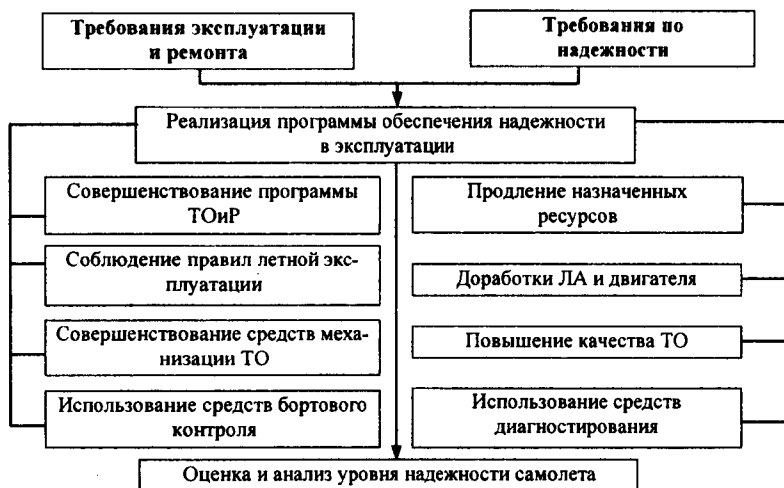


Рис. 4.3. Содержание работ по программе обеспечения надежности в эксплуатации

Использование средств бортового контроля для анализа и прогнозирования технического состояния функциональных систем ЛА и двигателя в сочетании с применением средств неразрушающего контроля элементов конструкции планера определяет качество технической эксплуатации. По мере увеличения налета постоянно должна решаться задача продления ресурсов агрегатов, подтверждения назначенного ресурса ЛА. При этом должны своевременно и качественно выполняться доработки конструкции ЛА по бюллетеням промышленности.

Учитывая комплексный характер вопросов обеспечения надежности, программа предусматривает техническую и организационную подготовку и переподготовку ИТС и летного состава. При этом должно быть обращено внимание на изучение особенностей эксплуатации данного типа ЛА, создание при необходимости спе-

циальных макетов, стендов и тренажеров, обеспечение материальной заинтересованности в освоении новой техники, обеспечении уровня ее надежности и эффективности использования.

Таким образом, высокий уровень надежности обеспечивается неукоснительным соблюдением требований летной годности путем сохранения летно-технических характеристик ЛА на протяжении установленных ресурсов и сроков службы, предусматриваемых программой ТООиР. С этой целью в процессе эксплуатации реализуется комплекс задач по оценке и анализу уровня надежности ЛА, включающий: статистический и инженерный анализ надежности АТ, находящейся в эксплуатации; разработку технических требований по надежности проектируемых изделий АТ и оценку соответствия надежности изделий, поступающих в эксплуатацию, техническим условиям; обоснование и предъявление требований к промышленности по совершенствованию серийной АТ, оценку эффективности ее доработок; изучение влияния условий и особенностей эксплуатации АТ на показатели ее надежности, разработку и осуществление мероприятий по уменьшению отрицательного их воздействия на надежность АТ; предъявление заводам рекламаций на низкое качество продукции и ремонта АТ; подготовку обоснований для увеличения ресурсов АТ, совершенствования эксплуатационно-технической документации.

При статистическом анализе проводится сравнение фактических значений показателей надежности с нормативными, включенными в эксплуатационную документацию, или контрольными, учитывающими конкретные условия эксплуатации. При этом определяются тенденции изменения значений показателей и степень влияния на них режимов и условий эксплуатации. Инженерный анализ надежности имеет целью определить причины отказов и повреждений, степень их влияния на работоспособность изделий и систем, а также последствия, к которым они могут приводить. На основе анализа определяют мероприятия по предупреждению отказов и повреждений АТ.

Ответственность за проведение анализа надежности АТ на предприятиях несут начальники АТБ и главный инженер, АТК НАК «Узбекистон хаво йуллари».

РАЗДЕЛ II

СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Глава 5. СТРУКТУРА И ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

5.1. СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ КАК ЧАСТЬ АВИАЦИОННОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ

Гражданскую авиацию, предназначенную для осуществления воздушных перевозок и другой летной работы, можно представить в виде авиационной транспортной системы. Минимальной организационной структурной единицей гражданской авиации, сохраняющей все основные свойства и функции отрасли в целом, является эксплуатационное авиапредприятие, рассматриваемое во взаимодействии с авиаремонтным заводом.

Авиационная транспортная система представляет собой совокупность совместно действующих ЛА, комплекса наземных средств по подготовке и обеспечению полетов, личного состава, занятого эксплуатацией и ремонтом ЛА и наземных средств, и системы управления процессом эксплуатации. Она обладает всеми особенностями, присущими сложным техническим системам, а именно: наличием единой цели, управляемостью системы, взаимосвязью элементов, иерархической структурой. Авиационная транспортная система должна удовлетворять требованиям, совокупность которых направлена на выполнение в полном объеме задач, возлагаемых на рассматриваемую систему. К этим требованиям относятся обеспечение высокой безопасности и регулярности полетов и экономической эффективности эксплуатации ЛА.

Совокупность свойств авиационной транспортной системы, определяющих ее пригодность удовлетворять потребности народного хозяйства в воздушных перевозках и обеспечивать выполнение перечисленных выше требований, характеризует качество системы. Оно в свою очередь определяется совокупностью и сложной взаимосвязью качества ЛА, наземных средств и личного состава, занятого их эксплуатацией.

Авиационную транспортную систему можно разделить на ряд функциональных самостоятельных систем (рис.5.1): летной эксплуатации; технической эксплуатации; управления воздушным движением; коммерческой эксплуатации; аэродромной эксплуатации.

Каждой из указанных систем соответствует свой процесс функционирования (рис.5.2.): авиационной транспортной системе – эксплуатации; системе летной эксплуатации – использования (ПИ); системе технической эксплуатации – технической эксплуатации (ПТЭ); системе коммерческой эксплуатации – коммерческой эксплуатации (ПКЭ); системе управления воздушным движением – управления воздушным движением (ПУВД); системе аэродромной эксплуатации – аэродромной эксплуатации (ПАЭ). Взаимосвязь этих процессов определяется общей целью и наличием одного объекта эксплуатации – ЛА, который в каждой из названных функциональных систем представляется определенной совокупностью своих свойств.

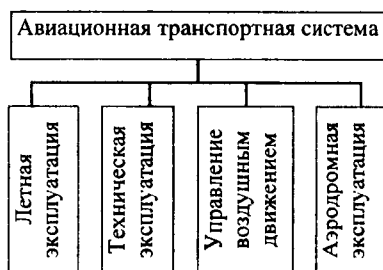


Рис. 5.1. Укрупненная структура авиационной транспортной системы

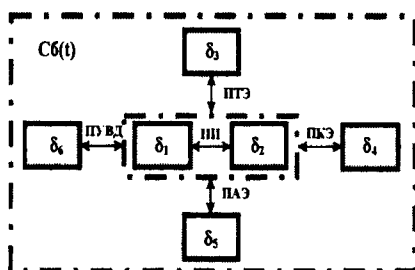


Рис. 5.2. Схема процесса эксплуатации ЛА

Особое место в авиационной транспортной системе занимает система технической эксплуатации. Она представляет собой совокупность объектов технической эксплуатации, летного и инженерно-технического состава, системы управления процессом технической эксплуатации, взаимодействующих с целью поддержания и восстановления исправности или работоспособности и обеспечения летной годности ЛА.

Посредством мероприятий, проводимых в процессе технической эксплуатации, обеспечиваются безопасность и регулярность полетов, надежность и исправность ЛА, подготовка их к полетам, правильная летная эксплуатация. Техническая эксплуатация направлена на сохранение характеристик ЛА, их функциональных систем и изделий на протяжении установленных ресурсов и сроков службы в тех допусках, которые требуют нормы летной годности. Техническая эксплуатация обеспечивает также эффективное использование ЛА при экономных затратах трудовых, материальных и топливно-энергетических ресурсов.

Техническая эксплуатация представляет собой сложный динамический процесс, включающий: подготовку ЛА к полетам; управление работой функциональных систем; выбор и поддержание наивыгоднейших режимов работы двигателей в полете; техническое обслуживание и ремонт; хранение и транспортирование АТ.

Система технической эксплуатации ЛА является по своей сути планово-предупредительной и строится на основе следующих принципов: соблюдения строгой плановости при проведении форм ТОиР: своевременного предупреждения отказов функциональных систем и их наиболее важных изделий; обеспечения экономичности технической эксплуатации. Под принципом плановости понимается соблюдение прежде всего установленной периодичности отхода ЛА на ту или иную форму ТОиР, а также объемов части стандартных регламентных операций и операций по техническому диагностированию и дефектации объектов ТОиР.

5.2. СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ И РЕМОНТА

Техническое обслуживание – это комплекс операций по поддержанию работоспособности, обеспечению исправности ЛА и готовности их к полетам. *Ремонт* – комплекс операций по восстановлению работоспособности изделий функциональных систем ЛА или составных частей изделий.

Весь комплекс операций по ТОиР ЛА условно можно разделить на две группы: плановые профилактические работы, связанные в основном с предупреждением отказов и повреждений; работы по обнаружению и устранению уже имеющих место отказов и повреждений.

Между этими группами работ на практике могут существовать различные соотношения в зависимости от принятых критерия оптимальности и стратегии проведения ТОиР. Но в любом случае основное требование, предъявляемое к процессу технической эксплуатации в целом, состоит в том, чтобы при ограниченных затратах труда обеспечить наибольшую вероятность того, что в необходимый момент времени ЛА окажется работоспособным и выполнит поставленную задачу. Применительно к ЛА гражданской авиации при разработке программ ТОиР основное внимание уделяется плановым профилактическим работам.

Профилактические работы составляют наибольшую часть объема ТОиР ЛА. Они направлены на обеспечение безотказной эксплуатации ЛА в межпрофилактические периоды за счет предупреждения отказов и повреждений узлов и агрегатов и поддержания их технических характеристик в пределах установленных допусков.

Будучи правильно построенной, система ТОиР способствует уменьшению потока отказов и повреждений, увеличивает долговечность ЛА. Однако на проведение профилактических мероприятий и текущего ремонта затрачивается определенное время, в течение которого ЛА могли бы использовать по назначению. И чем оно больше, тем хуже показатели исправности и использования ЛА. Кроме того, для выполнения профилактики современных ЛА требуются большой штат специалистов, дорогое оборудование и контрольно-поверочная аппаратура, что в

свою очередь увеличивает эксплуатационные расходы. Все это должно учитываться при разработке системы ТОиР.

Система ТОиР представляет собой совокупность взаимодействующих объектов и средств ТОиР, исполнителей, соответствующих программ и документации, (рис.5.3). Цель системы ТОиР – управление техническим состоянием изделий в течение их срока службы или ресурса до списания, позволяющее обеспечить: заданный уровень готовности изделий к использованию по назначению и их работоспособность в процессе использования; минимальные затраты времени, труда и средств на выполнение ТОиР изделий.

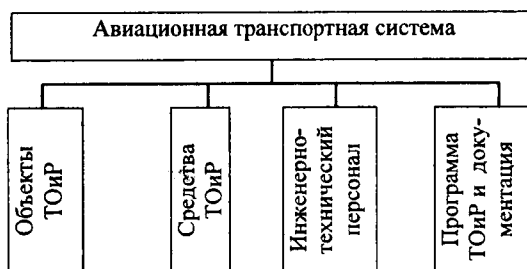


Рис. 5.3. Структура системы технического обслуживания и ремонта

К числу основных задач системы относятся: установление требований к программам ТОиР конкретных видов техники; обеспечение выполнения обслуживания и ремонта изделий с заданным качеством при минимальных затратах времени, труда и средств; подготовка и реализация технологических процессов обслуживания и ремонта изделий с заданным качеством; обеспечение условий для выполнения ТОиР, в том числе создание и оснащение подразделений необходимыми средствами, подготовка необходимых трудовых ресурсов; оптимизация размещения производственных баз и материальных ресурсов.

Эффективность системы ТОиР определяется степенью ее приспособленности к выполнению функций по управлению надежностью и техническим состоянием ЛА в процессе технической эксплуатации.

В приведенном выше определении системы ТОиР содержатся понятия «объект» и «программа». Раскроем определения этих понятий.

Объектом технического обслуживания (ремонта) являются изделия или их совокупность, характеризующаяся потребностью в определенных работах по поддержанию (восстановлению) исправности или работоспособности в том или ином состоянии технической эксплуатации и приспособленностью к выполнению данных работ. Используемые при этом средства ТОиР включают комплекс наземных сооружений, средств технологического оснащения и технического диагностирования, необходимых для поддержания исправности или работоспособности объектов ТОиР.

5.3. ВИДЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ И РЕМОНТА

Применительно к ЛА гражданской авиации установлены следующие виды технического обслуживания: оперативное, периодическое, сезонное, специальное, при хранении. Основными из перечисленных видов являются оперативное и периодическое. Каждый из видов технического обслуживания отличается объемом и сложностью работ, потребным временем и периодичностью их выполнения.

Оперативное техническое обслуживание выполняется непосредственно перед вылетом и после посадки ЛА в базовых, транзитных и конечных аэропортах. При этом выполняются следующие виды работ: по встрече ЛА, обеспечению стоянки, осмотру и обслуживанию, обеспечению вылета.

Основное назначение оперативного технического обслуживания – устранение возникших в полете отказов и повреждений и подготовка ЛА к очередному вылету. При оперативном техническом обслуживании, как правило, не должно быть работ, необходимость выполнения которых определяется налетом (числом посадок) ЛА или индивидуальной наработкой его отдельных агрегатов и изделий. Необходимость, частота и последовательность выполнения оперативных форм обуславливаются характером и условиями использования ЛА по назначению. Рабо-

ты по обеспечению вылета производятся непосредственно перед вылетом ЛА независимо от того, какая форма оперативного обслуживания выполнялась. Работы по обеспечению стоянки выполняются в случаях передачи ЛА от экипажа в АТБ.

Особое место в оперативном техническом обслуживании занимают работы по поиску и устранению отказов и повреждений элементов и изделий функциональных систем ЛА. Учитывая стохастическую природу отказов и повреждений, решение задач поиска их причин и своевременного устранения представляется весьма сложным делом, требующим от исполнителей глубоких знаний конструкции и эксплуатации тех или иных типов ЛА. Качество и своевременность решения этих задач при оперативном техническом обслуживании во многом определяют безотказность работы техники и регулярность полетов.

Периодическое техническое обслуживание выполняется через строго установленные интервалы, измеряемые числом часов налета ЛА, числом посадок или календарным временем.

Основное назначение периодического технического обслуживания – выявление и устранение имеющих место отказов и повреждений элементов, изделий и агрегатов функциональных систем ЛА на ранних стадиях их развития, а также проведение профилактических мероприятий по предотвращению возникновения отказов и повреждений при дальнейшей эксплуатации ЛА: замена агрегатов, отработавших ресурс, смазка шарнирных соединений, регулировка изделий по результатам технического диагностирования и другие мероприятия. Выполнение периодических форм технического обслуживания обеспечивает поддержание работоспособности и требуемой исправности парка ЛА. Формы периодического технического обслуживания отличаются значительно большей трудоемкостью и строгой периодичностью выполнения.

Для большинства основных типов ЛА принята следующая периодичность выполнения форм технического обслуживания: форма 1 (Ф-1) – через каждые (300 ± 30) ч налета, форма 2 (Ф-2) – через каждые (900 ± 30) ч налета и форма 3 (Ф-3) – через каждые (1800 ± 30) ч налета.

Если ЛА по условиям эксплуатации имеет сравнительно малый налет, то его периодическое обслуживание выполняют по

календарным срокам. Для самолета Ту-154, например, через каждые 4 мес±15 сут выполняется форма 1К, через (12:4:1) мес – форма 2К, через (24±1) мес – форма 3К. Если самолет такого же типа длительно выполняет учебно-тренировочные полеты, то техническое обслуживание шасси, закрылков, предкрылков, интерцепторов и системы управления стабилизатором выполняют по посадкам: через каждые (300:4:30) посадок в объеме формы 1, через (900:4:30) посадок – формы 2, через (1800±30) посадок – формы 3.

Допуск на каждую форму по налету, посадкам, календарным срокам позволяет избежать неоправданных простоев ЛА в тех случаях, когда АТБ вследствие загруженности не может приступить к обслуживанию данного ЛА. Тогда эксплуатация этого ЛА продолжается за счет допуска, который позволяет также выполнить работы по данной форме раньше базового значения, если позволяют условия. Но с каким бы допуском не выполнялись работы по формам периодического технического обслуживания, отсчет всегда ведется от базового значения.

Каждая последующая форма периодического технического обслуживания включает в себя работы, предусмотренные предыдущими формами, а также специфические работы, присущие только данной форме. Так, при выполнении работ по форме 2 производятся также работы по форме 1, при выполнении работ по форме 3 – работы по формам 1 и 2. При замене двигателя по любой причине на ЛА выполняется та форма технического обслуживания, которая требуется по налету планера, производятся работы, непосредственно связанные с заменой двигателей и с осмотром элементов конструкции и систем, доступ к которым возможен только при снятом двигателе.

Каждая форма периодического обслуживания состоит из предварительных, основных (стандартных) и заключительных работ. Предварительные работы включают приемку ЛА, подготовку необходимого оборудования, инструмента, материалов для обслуживания, изучения задания и документации. Основные (стандартные) работы предусматривают, кроме осмотра, демонтаж ряда агрегатов, инструментальную проверку параметров систем и оборудования, замену смазки в шарнирах, выполнение регулировочных работ. Основные работы группируются по от-

дельным функциональным системам ЛА: силовая установка, шасси, планер, управление, гидравлическая система, система кондиционирования воздуха, система регулирования давления в кабинах, радиоэлектронное оборудование, приборное, электрическое, кислородное и бытовое оборудование и др. Заключительные работы – уборка рабочего места и передача ЛА в цех оперативного обслуживания для подготовки к полету и выполнения работ по обеспечению стоянки.

Сезонное техническое обслуживание проводится 2 раза в год при переходе к эксплуатации в осенне-зимний и весенне-летний периоды. Современные типы ЛА, как правило, не требуют больших затрат труда на выполнение сезонного обслуживания, поэтому оно проводится совместно с очередной формой периодического обслуживания. Сезонное обслуживание предусматривает дефектацию и полное восстановление защитных покрытий, устранение мелких повреждений и коррозии на деталях планера и шасси, регулировку натяжения троссовых проводов, проверку работоспособности противообледенительных систем и сигнализаторов обледенения, дефектацию и ремонт чехлов и заглушек и другие работы.

Специальное техническое обслуживание выполняется в случаях возникновения резких отклонений от условий нормальной эксплуатации. К ним относятся: грубая посадка, посадка до взлетно-посадочной полосы (ВПП), выкатывание ЛА за пределы ВПП, полет в турбулентной атмосфере, попадание в зону грозовой деятельности, попадание молнии в ЛА, превышение перегрузок и т. п. После любого из перечисленных случаев на ЛА выполняется комплекс смотровых и стандартных работ, предусмотренный действующей документацией по техническому обслуживанию, для проверки состояния элементов определенных зон конструкции ЛА и принятия решения о возможности его дальнейшей эксплуатации.

Техническое обслуживание при хранении выполняется на ЛА, длительное время не совершающих полеты. Оно обеспечивает снижение вредного влияния атмосферных и других факторов и способствует наилучшему сохранению техники в данных условиях. Обслуживание при хранении выполняется через каждые 10 сут стоянки ЛА. По мере увеличения срока хранения

усиливается вредное влияние атмосферных факторов, следовательно, увеличиваются и объемы работ. Поэтому различают работы, выполняемые на ЛА через каждые 10 сут, через каждые (30+3) сут и (90+9) сут.

Ремонт ЛА, как и периодическое техническое обслуживание, выполняется по истечении определенных интервалов, измеряемых числом часов налета, числом посадок или календарным временем.

Ремонтные операции на ЛА (за исключением текущего ремонта, который входит структурно в техническое обслуживание), могут выполняться или в виде капитального ремонта, или в виде так называемых ремонтных форм, похожих по принципу построения на формы периодического технического обслуживания. Однако капитальный ремонт в ряде случаев, согласно требованиям стандартов, может быть вынесен за рамки системы технической эксплуатации и рассматриваться как самостоятельный этап эксплуатации ЛА. Ремонт же, выполняемый в виде определенной совокупности ремонтных форм, совмещенных, как правило, с формами периодического технического обслуживания, естественно входит составной частью в систему технической эксплуатации.

Ремонтные формы в отличие от форм периодического технического обслуживания отличаются значительно большими интервалами времени и трудоемкостью работ. Их основное назначение и отличительная особенность состоят в том, чтобы оценить техническое состояние элементов и узлов конструкции в труднодоступных зонах, выявить и устранить отказы и повреждения на ранних стадиях их развития, восстановить поврежденные участки конструкции планера, лакокрасочное покрытие, бытовое оборудование ЛА, выполнить требуемые доработки конструкции по бюллетеням промышленности. В течение назначенного ресурса на ЛА последовательно выполняют несколько ремонтных форм: Р-1, Р-2, Р-3, Р-4 и другие, усложняющиеся по мере увеличения общего налета ЛА и числа посадок.

Глава 6. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

6.1. ОСНОВНЫЕ СОСТАВЛЯЮЩИЕ ГОДОВОГО ФОНДА ВРЕМЕНИ ЛА

В годовом фонде времени ЛА $T_{г.ф}$ наряду с налетом T_r значительную долю занимают простои по различным причинам. Для удобства анализа и разработки действенных мер по обеспечению эффективности использования ЛА все простои можно объединить в три группы. Это простои ЛА по техническим причинам $T_{п.т.}$ по различным причинам в исправном состоянии $T_{п.и.}$, а также в промежуточных и конечных аэропортах при выполнении рейсов $T_{пр}$ (рис.6.1.).

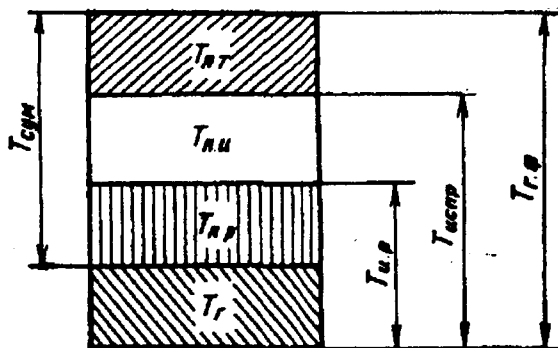


Рис.6.1. Укрупненная структура годового дового фонда
времени ЛА:

$T_{испр}$ — время исправного состояния ЛА;

$T_{и.р}$ — время использования ЛА в рейсах

В простой ЛА по техническим причинам $T_{п.т}$ входят затраты времени: на техническом обслуживании по периодическим формам регламента и в ремонте; на доработках ЛА по бюллетеням промышленности; на простое по рекламациям и в ожидании новых или отремонтированных двигателей и запасных частей, необходимых для установки на ЛА.

При необходимости каждый из видов простоев можно анализировать в отдельности.

Простои ЛА в исправном состоянии в аэропортах базирования $T_{п.и}$ включают простой: из-за отсутствия необходимых метеоусловий для выполнения полетов по расписанию; в ночное время, не задействованное расписанием движения ЛА; в резерве в соответствии с установленными нормативами; из-за отсутствия загрузки, топлива и по другим причинам.

К простоям ЛА в промежуточных и конечных аэропортах при выполнении рейсов $T_{пр}$ относятся затраты времени на выполнение оперативных форм технического обслуживания (предполетного, транзитного и послеполетного) в соответствии с технологическими графиками, а также простой по разным причинам в ожидании вылета.

Суммарные простои $T_{сум} = T_{п.т} + T_{п.и} + T_{пр}$. Принятое деление всех простоев ЛА при эксплуатации на указанные три группы намного облегчает решение задач анализа использования ЛА, поиска имеющихся резервов, определения показателей исправности и использования ЛА в рейсах. При анализе использования ЛА по налету часов в качестве исходных принимаются следующие материалы: сводные отчетные данные о налете парка ЛА, расписание движения ЛА, диспетчерские графики авиационно-технических баз (АТБ) аэропортов, данные почасового учета исправности парка ЛА, отчеты авиационных предприятий о выполнении рейсов.

В результате можно получить распределение фонда времени ЛА по различным состояниям процесса эксплуатации.

Относительно большие простои ЛА в базовом аэропорту и других при выполнении рейсов вызываются главным образом следующими обстоятельствами:

- незначительным использованием для рейсовых полетов ночного времени суток;

- ограниченностью частоты вылетов и неравномерностью распределения выполняемых рейсов в течение суток, приводящих к необходимости ожидания очередного рейса ЛА, на котором закончено техническое обслуживание;

- системой жесткого закрепления ЛА за экипажами только своего авиационного предприятия, что приводит в случаях использования экипажами суточной нормы налета к необходимости «ночевок» ЛА в конечных аэропортах;

- невозможностью быстро переоборудовать пассажирские ЛА в грузовой вариант для использования их при необходимости для перевозки срочных грузов (в ночное время суток и при отсутствии пассажиров);

- сравнительно большими объемами регламентных и ремонтных работ, а также доработок, которые требуется выполнять на ЛА для поддержания заданного уровня их надежности и обеспечения безопасности полетов;

- вынужденными простоями из-за отсутствия в ряде случаев необходимых запасных частей, а также в ожидании начала технического обслуживания по трудоемким формам регламента.

Значения многих видов простоев ЛА непосредственно зависят от деятельности инженерно-авиационной службы (ИАС) аэропортов.

6.2. НОРМИРОВАНИЕ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ПО ТЕХНИЧЕСКИМ ПРИЧИНАМ ИСПРАВНОСТИ И ПРОСТОЕВ ЛА

В соответствии с установленным в гражданской авиации порядком для каждого типа ЛА утверждаются нормативные значения показателей исправности и простоев по техническим причинам (таблица 6.1, 6.2). Периодически, с учетом накопленного опыта эксплуатации, эти нормативы пересматриваются.

В последние годы в интересах эксплуатационных предприятий стали утверждаться сезонные нормативы исправности парка ЛА и их простоев по техническим причинам.

Нормирование исправности парка каждого типа ЛА на прогнозируемый период ведется на основе анализа статистических данных за прошедший период исходя из требований обеспечения эффективности использования ЛА. Предприятия во что бы

то ни стало стремиться достичь установленный сверху уровень исправности. В ряде случаев (особенно для зимнего периода года) этот уровень оказывается необоснованно завышенным. Для достижения его требуются дополнительные материальные и трудовые затраты.

Таблица 6.1

Тип	Исправность		Простои на ТО		Использование исправности парка в %
	Норм.	Факт.	Норм.	Факт.	
В-757	90	95,05	8	4,9	24,4
В-767	90	95,45	8	3,85	62,4
А-310	90	89,5	8	8,4	60,65
RJ-85	90	91,05	8	7,05	23,05
Ил-86	38	36,55	15	8,9	30,95
Ил-62М	68	58,55	13	10,2	38,65
Ту-154	53	33,05	15	8,45	39,9
Ту-154М	53	39,95	15	10,3	39,4
Ил-76	55	58,2	20	5,8	54,45
Ан-12	72	63,2	12	15,75	32,2
Як-40	72	70,4	12	13,3	54,25
Ан-24	72	42,8	10	6,1	45,3
Ил-114	72	7,8	10	7,65	25,6

Таблица 6.2

Тип	Причины снижения исправности	Самолета/часов	в %
RJ-85	- на техобслуживании	2037	7,8
	- восстановление после повреждения	733	2,8
	- отсутствие запасных частей	288	1,1
Ил-86	- на техобслуживании	4390	5,0
	- отсутствие запасных частей	6385	7,3
	- отсутствие авиадвигателей	51235	58,5
	- доработки по бюллетеням	960	1,1

Ил-62 М	- на техобслуживании	5508	7,9
	- в ремонте	8880	12,7
	- ожидание ремонта	792	1,1
	- отсутствие запасных частей	8141	11,6
	- отсутствие авиадвигателей	7632	10,9
	- доработки по бюллетеням	227	0,3
Ту-154	- на техобслуживании	7418	6,0
	- в ремонте	8808	7,2
	- ожидание ремонта	4840	3,9
	- восстановление после повреж- дения	713	0,6
	- отсутствие запасных частей	25631	20,9
	- отсутствие авиадвигателей	35784	29,2
	- доработки по бюллетеням	275	0,2
Ту-154М	- на техобслуживании	2484	6,8
	- в ремонте	744	2,0
	- ожидание ремонта	1035	2,8
	- отсутствие запасных частей	4758	13,0
	- отсутствие авиадвигателей	13903	37,9
	- доработки по бюллетеням	30	0,1
Ан-12	- на техобслуживании	2031	11,8
	- ожидание ремонта	408	2,4
	- отсутствие запасных частей	1344	7,8
	- отсутствие авиадвигателей	51	0,3
	- доработки по бюллетеням	888	5,1
	- рекламация в адрес промыш- ленности	336	1,9
Як-40	- на техобслуживании	12265	9,5
	- в ремонте	7944	6,2
	- ожидание ремонта	10560	8,2
	- восстановление после повреж- дения	1930	1,5
	- отсутствие запасных частей	1453	1,1
	- рекламация в адрес ремонтного завода	1344	1,0
Ил-114	- на техобслуживании	652	8,8
	- доработки по бюллетеням	2376	32,1
	- рекламация в адрес ремонтного завода	3292	44,5
Ан-24	- на техобслуживании	5854	6,1
	- в ремонте	10944	11,4

- ожидание ремонта	18677	19,4
- восстановление после повреждения	827	0,9
- отсутствие запасных частей	2330	2,4
- отсутствие авиадвигателей	15140	15,7
- доработки по бюллетеням	2644	2,7

В новых условиях хозяйствования требуется иной подход к решению задачи нормирования. Суть его заключается в том, что назначенный для того или иного предприятия норматив исправности парка ЛА определенного типа должен быть не выше уровня, *потребного* для надежного выполнения запланированного налета на определенный период времени (квартал, месяц, неделя) при наименьших материальных и трудовых затратах на ТОиР. Другими словами, нормативы должны быть дифференцированными, учитывающими сезонные изменения объемов летной работы и конкретные условия деятельности предприятий (таблица 6.3, 6.4).

Таблица 6.3

Нормативы сезонной исправности воздушных судов (проценты)

Тип воздушного судна	Месяцы		Среднегодовой процент исправности
	Январь, февраль, март, апрель, май, октябрь, ноябрь, декабрь	Июнь, июль, август, сентябрь	
В-767	90	90	90
А-310	90	90	90
RJ-85	90	90	90
Ил-86	40	35	38
Ил-76	55	55	55
Ил-62	65	75	68
Ту-154	50	60	53
Ан-12	70	75	72
Ан-24	70	75	72
Як-40	70	75	72

Таблица 6.4

Нормативы нахождения воздушных судов на техническом обслуживании (в % от годового фонда времени)

Тип воздушного судна	Простой на техобслуживании на год в целом	Простой по другим причинам (отсутствие двигателей, запчастей, доработки) на год в целом	По месяцам года			
			Январь, февраль, март, апрель, май, октябрь, ноябрь, декабрь		Июнь, июль, август, сентябрь	
			На техническом обслуживании	Простой по другим техническим причинам (ОТДВ, ОТЗП, доработки)	На техническом обслуживании	Простой по другим причинам (ОТДВ, ОТЗП, доработки)
В-767	8	2	8	2	8	2
A-310	8	2	8	2	8	2
RJ-85	8	2	8	2	8	2
Ил-86	15	47	16,5	43,5	12	53
Ил-62	13	19	13	22	13	12
Ил-76	20	25	20	25	20	25
Ту-154	15	32	15	35	15	25
Ан-12	12	16	12	18	12	13
Ан-24	10	18	10	20	10	15
Як-40	12	16	12	18	12	13

6.3. СЕЗОННЫЕ НОРМАТИВЫ ИСПРАВНОСТИ ПАРКА САМОЛЕТОВ Ил-86 И Як-42 И ИХ ПРОСТОЕВ ПО ТЕХНИЧЕСКИМ ПРИЧИНАМ

Взаимосвязь между минимально потребным уровнем исправности парка ЛА рассматриваемого типа $K_{испр\ min}$ и его запланированным налетом $T_{пл}$ в определенный календарный промежуток времени определяется как:

$$K_{испр.\min} = \frac{T_{пл}}{h_{ср.пл} N} 100\%$$

где $h_{\text{ср.пл}}$ – средний возможный плановый налет на один исправный ЛА, задействованный в расписании, с учетом рациональной стыковки рейсов; N – число ЛА приписного парка предприятия.

В данном выражении переменными величинами могут быть $T_{\text{пл}}$, $h_{\text{ср.пл}}$ и N . В зависимости от их значений существенно изменяется и потребная исправность парка ЛА. Так, $T_{\text{пл}}$ имеет заметные колебания по месяцам года вследствие влияния фактора сезонности перевозок (рис.6.2, а). Следовательно, чем меньше $T_{\text{пл}}$ при постоянном приписном парке ЛА предприятия N , тем ниже может быть установлен уровень потребной его исправности (рис.6.2, б). Заштрихованная зона на рис.6.2,б означает резервы предприятия, которые оно вправе использовать.

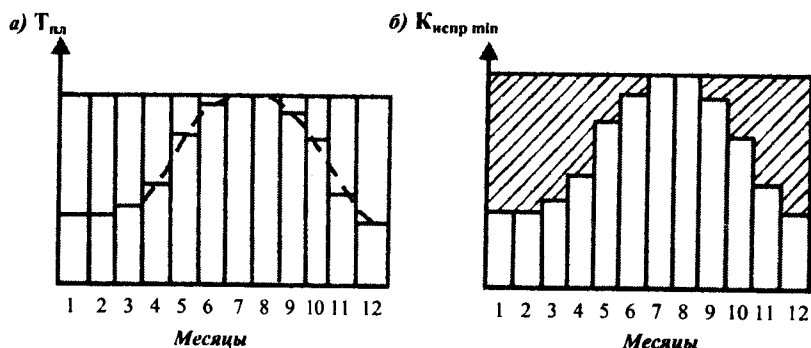


Рис. 6.2. Характер изменения по месяцам года:

а – запланированного налета $T_{\text{пл}}$;

б – потребного уровня исправности парка ЛА $K_{\text{испр min}}$

Из выражения следует, что заметное влияние на $K_{\text{испр.min}}$ оказывает $h_{\text{ср.пл}}$. Чем плотнее составлено суточное расписание движения исправных ЛА и более тщательно обеспечена стыковка рейсов, тем большим будет значение $h_{\text{ср.пл}}$. А это означает, что запланированный предприятию налет $T_{\text{пл}}$ можно выполнить меньшим числом исправных ЛА. При таком подходе представляется возможным более обоснованно решать задачу определения потребного предприятию числа ЛА N для разных временных интервалов года.

Глава 7. ПРОЦЕСС ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЛА

7.1. СТРУКТУРА И МОДЕЛЬ ПРОЦЕССА

Качество системы технической эксплуатации проявляется при ее функционировании. Функционирующая система представляет собой процесс технической эксплуатации ЛА, который удобно представить как последовательную во времени смену различных состояний эксплуатации в соответствии с принятой стратегией. К состояниям технической эксплуатации, через которые проходят ЛА, могут быть отнесены: использование по назначению (полет); различные виды и формы ТОиР; диагностирование; готовность к полетам; транспортирование; хранение и ожидание поступления ЛА в каждое из выделенных состояний эксплуатации.

Структура и характер процесса определяются принятой стратегией технической эксплуатации. В общем виде она представляет собой совокупность принципов и правил, обеспечивающих заданное управление процессом технической эксплуатации за счет поддержания наивыгоднейших режимов работы АТ и назначения работ по ТОиР в соответствии с фактическим техническим состоянием ЛА.

Основные закономерности процесса технической эксплуатации ЛА могут быть выявлены на основе анализа статистической информации, собранной на эксплуатационных предприятиях (в частности, на основе диспетчерских графиков).

Обозначим через t_1 момент времени, соответствующий началу некоторого состояния процесса, и t_2 – его концу. Очевидно, что интервал $x = t_2 - t_1$ есть характеристика состояния, определяющая его продолжительность. Непосредственными измерениями легко убедиться в том, что x – случайная величина.

Весь процесс характеризуется конечным множеством Δ своих состояний δ_j , где j – порядковый номер состояния. Условимся, что состояния δ_j процесса технической эксплуатации ЛА возникают последовательно и непрерывно, т. е. моменты времени $t_1, t_2, \dots, t_k, \dots, t_N$ «сшиваются», образуя процесс. В каждый из них ЛА переходит из одного состояния в другое. Такие переходы осуществляются мгновенно, поэтому в качестве количественной характеристики можно рассматривать не время перехода в соседнее (смежное) состояние, а относительные частоты P_{jk} переходов ЛА из j -го состояния в k -е, где $k \in \Delta$. Для этого на достаточно большом фиксированном промежутке времени наблюдения T_n за процессом технической эксплуатации определим число n_j попаданий процесса в j -е состояние и подсчитаем число непосредственных (прямых) переходов n_{jk} из j -го в k -е состояние. Тогда $P_{jk} = n_{jk} / n_j$.

Указанным образом можно подсчитать частоты P_{jk} для каждого из состояний $j, k \in \Delta$ и составить матрицу частот переходов $\|P_{jk}\| = P$, которая будет определять структуру локального процесса технической эксплуатации ЛА. Для того чтобы эта матрица определяла структуру процесса парка ЛА, необходимо показать эргодичность данного процесса на участке времени наблюдения T_n . Известно, что стохастический процесс называется стационарным, если его вероятностные характеристики, в частности математическое ожидание, дисперсия и корреляционные моменты, не зависят от времени, в которое рассматривается этот процесс. Существенным условием стационарности при этом является независимость корреляционной функции $B(t, t + \tau) = B(\tau)$ от момента времени t .

Эргодическим называется стохастический процесс, для которого с вероятностью единица среднее по времени равно среднему по реализациям. Стационарный процесс считается Эргодическим, если при $\tau \rightarrow \infty$ нормированная корреляционная функция стремится к нулю.

Для процесса технической эксплуатации, обладающего свойствами эргодичности, в соответствии с матрицей $\|P_{jk}\| = P$ определяем абсолютные частоты λ_j попадания объекта в j -е состояние процесса за время $T_n, j \in \Delta$:

$$n_j = n_j \left| \sum_{k=1}^N n_k \right|$$

где N — общее число состояний, наблюдаемых в интервале T_H .

Получив значения π , для всех N состояний, можно составить одностроковую таблицу частот $\pi = (\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_k, \dots, \pi_N)$, которая называется вложенным вектором — строкой частот состояний.

Совокупность матрицы P и вектора π определяет так называемую вложенную цепь процесса технической эксплуатации. Совокупность множеств Δ , $\{x_j\}$, матрицы $\|P_{jk}\|$ и вектора π определяет весь рассматриваемый процесс технической эксплуатации ЛА и может служить его моделью. Работа модели представляется следующим образом. Первоначально процесс находится в некотором из состояний эксплуатации $\delta_j \in D$ случайное время, распределенное по произвольному закону $F_j(t)$, затем с вероятностью P_{jk} мгновенно переходит в состояние $\delta_k \in D$, из которого он по аналогичной схеме регенерирует в следующие состояния.

Процесс технической эксплуатации ЛА обладает свойствами полумарковских процессов, так как выполняются следующие необходимые условия (рис. 7.1).

Матрица переходов P удовлетворяет условиям стохастической или марковской матрицы, а вероятности P_{jk} зависят от состояний j и не зависят от более ранних состояний. Данная матрица — квадратная. Она имеет конечный порядок, все ее элементы неотрицательны ($P_{jk} \geq 0$ для всех j и k), а сумма элементов каждой ее строки равна единице:

$$\sum P_{jk} = 1$$

Такая матрица удовлетворяет условиям марковской матрицы:

— случайные величины x_j имеют произвольные функции распределения, используемые для описания процессов восстановления;

– вектор π имеет только стационарные составляющие, так как процесс является стационарным и эргодичным на отрезке времени T_H .

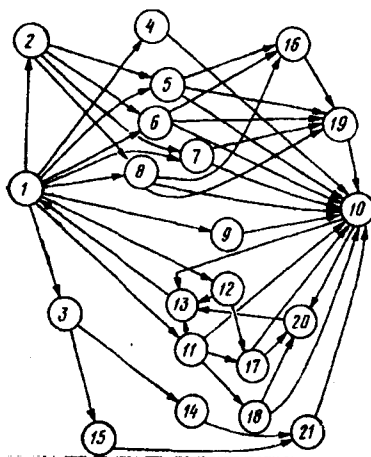


Рис 7.1. График состояний и переходов процесса технической эксплуатации ЛА:

1 – полет; 2 – ожидание периодического обслуживания; 3 – ожидание ремонта; 4, 5, 6, 7, 8 – периодическое обслуживание по формам 1, 2, 3, 4, 5 соответственно; 9 – смена двигателей; 10, 11, 12 – оперативное обслуживание перед вылетом, после прилета, транзитное; 13 – обеспечение вылета; 14, 15 – ремонтные формы 1 и 2 соответственно; 16 – доработки по бюллетеням; 17 – устранение неисправностей; 18 – ожидание запасных частей; 19, 20, 21 – готовность после периодического обслуживания, оперативного обслуживания и ремонтных форм соответственно

Факт наличия полумарковости процесса технической эксплуатации дает основания при его исследовании использовать удобный для практики математический аппарат полумарковских процессов.

В работе удобно иметь дело с так называемым графом состояний и переходов G , который легко построить для каждого типа ЛА, воспользовавшись матрицей вероятностей переходов

$\|P_{jk}\|$. Идея построения заключается в предварительном преобразовании матрицы P в матрицу смежности вершин некоторого графа путем замены ее ненулевых элементов единицами. Ребро графа G определяется как элемент декартова произведения $V \times V$ множества его вершин V и считается, что это произведение задано матрицей P .

Обозначим на некоторой плоскости все элементы множества V вершин графа G , предполагая это множество конечным, и i -ю вершину из V соединим с k -н вершиной того же множества ребром $E = \{jk\}$, если элемент (j,k) в P равен единице. Ориентацию ребер выполним в направлении от j -и вершины к k -и. Если же элементы j, k и k, j существуют одновременно, то будем изображать на плоскости два ориентированных ребра между соответствующими вершинами. В результате такого построения получим неразмеченный граф G процесса технической эксплуатации ЛА.

Разметка ребер и вершин графа G выполняется с помощью матрицы вероятностей переходов $P = \|P_{jk}\|$ и вектора-строки стационарных вероятностей π .

7.2. ХАРАКТЕРИСТИКА ОТДЕЛЬНЫХ СОСТОЯНИЙ ПРОЦЕССА ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

В зависимости от поставленных задач исследования процесс технической эксплуатации ЛА можно представить сколь угодно большим числом состояний. Все множество этих состояний, за исключением состояния «полет», можно разделить на несколько групп: состояния ожидания начала обслуживания и ремонта; непосредственного обслуживания и ремонта; готовности и др.

Состояние «полет». Время, которое проводит ЛА в полете по маршруту, определяется характеристиками: воздушной трассы (ее протяженностью, топологией, радиообеспечением, метеоусловиями и др.), аэропортов вылета и посадки (расписанием полетов, пропускной способностью и др.), ЛА (режимом полета, величиной коммерческой загрузки, запасом топлива и др.).

Воздействие указанных факторов на продолжительность полета в значительной мере случайно. В связи с этим время в полете X_i есть величина случайная. Результаты обработки статистических данных показывают, что распределение времени

полета X_i по форме близко к нормальному с различными параметрами для разных маршрутов и типов ЛА.

Из физических предпосылок относительно свойств рассматриваемого состояния становится ясно, что среднее значение продолжительности полета по данному маршруту и дисперсия этого времени будут определяться значением скорости и условиями полета.

Состояния ожидания начала обслуживания. Простой ЛА в состоянии ожидания начала технического обслуживания объясняются многими причинами и прежде всего отсутствием свободных обслуживающих бригад, недостатками в организации работ, изменениями планов воздушного движения и т.п. В этом случае вновь прибывший ЛА становится в очередь на обслуживание и находится в данном состоянии случайное время X_1 , которое отсчитывается от момента посадки ЛА до начала его обслуживания освободившейся бригадой.

Результаты статистического анализа времени безусловного (независимого от видов и форм технического обслуживания) ожидания начала обслуживания ЛА показывают, что оно распределено по логарифмически нормальному закону с различными параметрами для разных типов ЛА.

Состояния оперативного обслуживания. Под оперативным техническим обслуживанием понимается обслуживание предполетное, послеполетное и при кратковременной стоянке. Состояния оперативного обслуживания являются наиболее часто посещаемыми состояниями процесса технической эксплуатации ЛА. Случайная величина времени обслуживания X_3 , отсчитываемая между моментами начала и окончания обслуживания, содержит в себе постоянную и переменную составляющие. Постоянная составляющая определяется объемами стандартных регламентных работ, выполняемых на каждом ЛА, переменная объемами работ по поиску и устранению повреждений и отказов элементов систем ЛА, возникших в полете. Естественно, что переменная составляющая характеризуется заметным непостоянством объемов работ, а следовательно, и продолжительности их выполнения на том или ином ЛА.

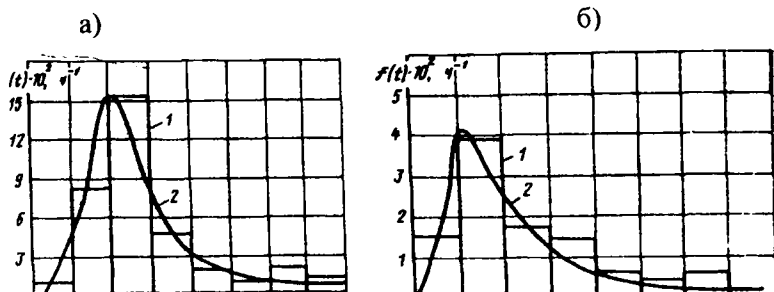
Результаты обработки статистических данных о продолжительности предполетного, послеполетного обслуживания, а так-

же обслуживания при кратковременной стоянке показывают, что экспериментальные данные хорошо аппроксимируются альфа-распределением с различными параметрами для разных форм технического обслуживания и типов ЛА.

Состояния периодического обслуживания. При периодическом обслуживании на ЛА выполняется комплекс обязательных работ, связанных с дефектацией элементов конструкции планера, силовых установок и шасси, а также с осмотром и определением работоспособности функциональных систем и изделий. Кроме того, на ЛА выполняются работы по поиску и устранению обнаруженных отказов и повреждений изделий и элементов конструкции. Здесь так же, как и при оперативном обслуживании, налицо две составляющие объема работ – постоянная и переменная. Но в отличие от оперативного обслуживания доля переменной составляющей в общем объеме периодического обслуживания заметно падает. Постоянная составляющая определяется перечнем обязательных регламентных работ, выполняемых при той или иной форме обслуживания, оснащенностью АТБ средствами механизации, организацией выполнения работ, квалификацией персонала.

Статистической моделью распределения случайной величины X_4 в состояниях периодического обслуживания по формам регламента может быть принято логарифмически нормальное распределение. Примеры распределения величины X_4 приведены на рис. 7.2. Согласие между теоретическим и экспериментальным распределениями остается намного выше, чем для конкурирующего нормального распределения.

Состояния ремонта. Капитальный ремонт или ремонтные формы характеризуются еще большим, чем при периодическом обслуживании, проникновением работ в конструкцию и системы ЛА. Все работы, начиная с обязательного демонтажа значительной части оборудования, выполняются по стандартным технологиям. При этом удельный вес работ, выполняемых по дефектации, в сравнении с периодическим обслуживанием существенно уменьшается. Обработка статистических данных о продолжительности выполнения ремонтных форм (ремонта) X_5 показывает, что лучшей статистической моделью данной группы состояний процесса технической эксплуатации является гамма-распределение.



Примеры распределения продолжительности периодического технического обслуживания ЛА:

а – по форме 1; б – по форме 2; 1 – экспериментальные;
2 – теоретические

Учитывая, что среднее квадратическое отклонение случайной величины X_5 по сравнению со средним значением невелико, можно пользоваться и другими законами распределения, в частности логарифмически нормальным. Однако гамма-распределение дает наиболее высокое согласие с экспериментальными данными.

Состояния готовности к полетам. После выполнения оперативного обслуживания ЛА в соответствии с матрицей переходов переводится либо в состояние полета, либо готовности.

В состояние готовности переводятся, как правило, все ЛА, на которых выполнялось периодическое обслуживание или ремонт. Результаты анализа свидетельствуют о том, что лучшей статистической моделью распределения случайной величины X_6 , характеризующей продолжительность готовности после оперативного обслуживания, является распределение Вейбулла.

Случайная величина X_7 , характеризующая продолжительность готовности после периодического обслуживания и ремонтных форм, наилучшим образом аппроксимируется гамма-распределением. Получены виды распределения продолжительности пребывания ЛА и в других состояниях, в частности в состояниях «отсутствие запасных частей» и «задержка вылета». Для этих состояний наиболее подходящей статистической моделью является экспоненциальное распределение.

Глава 8. СТРАТЕГИИ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ И РЕМОНТА АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

8.1. КЛАССИФИКАЦИЯ СТРАТЕГИЙ

В общем случае стратегия представляет собой совокупность правил и управляющих воздействий, объединенных общей целью при решении задач крупной народнохозяйственной проблемы. Стратегия должна отражать прежде всего идеологическую направленность действий и принятую при этом концепцию. Исходя из этого применительно к понятию ТОиР АТ термин стратегия в самом общем виде может быть определен следующим образом.

Стратегия – совокупность принятых принципов, правил и управляющих воздействий, определяющих комплексное развитие эксплуатационных свойств конструкции АТ, методов организации и производственно-технической базы ее ТОиР. Данное определение стратегии отражает необходимость системного подхода к решению проблемы повышения эффективности ТОиР, нацеливает на совместные согласованные действия в рамках единой программы всех организаций и предприятий, создающих, эксплуатирующих и ремонтирующих АТ.

В соответствии с действующими стандартами различают следующие стратегии:

- технического обслуживания по наработке, при которой перечень и периодичность выполнения операций определяются значением наработки изделия с начала эксплуатации или после капитального (среднего) ремонта;
- технического обслуживания по состоянию, при которой перечень и периодичность выполнения операций определяются фактическим техническим состоянием изделия в момент начала технического обслуживания;

– ремонта по наработке, при которой объем разборки изделия и дефектации его составных частей назначается единым для парка однотипных изделий в зависимости от наработки с начала эксплуатации и (или) после капитального (среднего) ремонта, а перечень операций восстановления определяется с учетом результатов дефектации составных частей изделия;

– ремонта по техническому состоянию, при которой перечень операций, в том числе разборки, определяется по результатам диагностирования изделия в момент начала ремонта, а также по данным о надежности этого изделия и однотипных изделий.

В качестве основного признака, характеризующего стратегии ТОиР объектов, целесообразно принять характер информации об их надежности и техническом состоянии, которая используется при назначении периодичности объема регламентных работ. Эту информацию можно разделить: по времени получения и использования на априорную (полученную до опыта) и апостериорную (полученную при проведении опыта); по источникам получения на информацию о совокупности объектов и об отдельном объекте. При этом под опытом понимается серийная эксплуатация объекта. Сочетания этих видов информации образуют четыре стратегии ТОиР.

Стратегии ТОиР по состоянию (стратегии по состоянию) существенно отличаются от стратегий обслуживания и ремонта по наработке (стратегии по наработке). Они заключаются не только в самом характере технологических процессов ТОиР, но и в распределении ресурсов, потребных на развитие производственно-технической базы, соответствующей требованиям той или иной стратегии. А требования эти к развитию базы разные.

Стратегия по состоянию предполагает обеспечение высокого уровня эксплуатационно-ремонтной технологичности конструкций, создание в достаточных объемах эффективных средств диагностирования и неразрушающего контроля, развитие производственно-технической и экспериментальной базы эксплуатационных и ремонтных предприятий гражданской авиации. Стратегия же по наработке предполагает развитие экспериментальной базы предприятий промышленности и обеспечение на этой основе обоснованных ресурсов до ремонта для каждой со-

вокупности однотипных объектов. От своевременного выбора соответствующей стратегии в решающей мере зависит своевременность и правильность выбора требуемой технической политики развития инженерно-авиационной службы отрасли на многие годы.

В зависимости от имеющихся возможностей определения предельного состояния работоспособности изделий в процессе эксплуатации и от принятого критерия для установления сроков их замен на ЛА различают следующие стратегии эксплуатации (использования): до выработки ресурса (срока службы); до отказа; до предотказового состояния.

Стратегии обслуживания и ремонта, естественно, связаны со стратегиями эксплуатации (использования) изделий АТ. Для каждой из стратегий эксплуатации можно выбрать вполне определенные, отличающиеся наибольшей эффективностью стратегии ТОиР (обозначены знаком +).

Из таблицы следует, что для стратегии эксплуатации изделий до выработки ресурса (срока службы) наиболее эффективной стратегией технического обслуживания будет, естественно, стратегия по наработке. При ремонте изделий возможны стратегии по наработке и по техническому состоянию, что зависит от вида изделий и уровня его контролепригодности при ремонте.

Если же для изделия принята стратегия эксплуатации до предотказового состояния, то необходимым и обязательным условием ее осуществления на практике является принятие стратегии обслуживания данного изделия по состоянию с контролем параметров и стратегии ремонта по техническому состоянию. Если же, наоборот, то или иное изделие обслуживается и ремонтируется с контролем параметров, то наиболее эффективной стратегией эксплуатации (использования) такого изделия окажется стратегия до предотказового состояния.

Соответственно для изделий, эксплуатируемых по стратегии до отказа, наиболее эффективными стратегиями ТОиР будут: при обслуживании – стратегия по состоянию с контролем уровня надежности, при ремонте возможны стратегии по наработке и техническому состоянию. Отсюда следует, что отдельные изделия, установленные на современных самолетах, можно эксплуатировать, обслуживать и ремонтировать, как правило,

только по одной из указанных стратегий. Для функциональных систем и самолета в целом наиболее вероятно применение всех, указанных в табл. стратегий эксплуатации или так называемой смешанной стратегии.

Таблица 8.1

Стратегии ТОиР

Характер информации	Априорная	Апостериорная
О совокупности объектов	По наработке	По состоянию с контролем уровня надежности
Об отдельном объекте	По наработке, установленной для отдельного объекта	По состоянию с контролем параметров

Таблица 8.2

Взаимосвязь стратегий эксплуатации и ТОиР

Стратегия ТОиР	Стратегия эксплуатации (использования)		
	До выработки ресурса (срока службы)	До предотказового состояния	До отказа
Техническое обслуживание			
По наработке	+	—	—
По состоянию с контролем параметров	—	+	—
По состоянию с контролем уровня надежности	—	—	+
Ремонт			
По наработке	+	—	+
По техническому состоянию	+	+	+

8.2. СТРАТЕГИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ПО СОСТОЯНИЮ С КОНТРОЛЕМ УРОВНЯ НАДЕЖНОСТИ

К характерным особенностям стратегии обслуживания с контролем уровня надежности можно отнести следующие. Каждое из изделий при этой стратегии эксплуатируется (используется) до отказа. Межремонтных ресурсов для этих изделий не устанавливается. Техническое обслуживание каждого конкретного изделия заключается в выполнении необходимого объема работ по регулировке, калибровке, обнаружению возникших отказов и неисправностей и их устранению. Для конструктивно сложных изделий может оказаться целесообразным выполнять замену некоторых из их составных частей по наработке, если она возможна без необходимости разборки изделия в стационарных условиях. Применительно ко всему парку однотипных изделий осуществляется контроль уровня надежности. В случаях когда фактический уровень надежности того или иного типа изделий ниже нормативного, проводится тщательный анализ причин отклонения и осуществляются мероприятия по его повышению.

Внедрение технического обслуживания изделий с контролем уровня надежности предполагает решение ряда организационных и технических задач, в том числе: организацию оперативного сбора и обработки информации о надежности, позволяющую определять фактические уровни надежности эксплуатируемых типов изделий; разработку метода установления нормативных значений уровней надежности для каждого типа изделий; организацию оперативного сравнения фактического уровня надежности с нормативным и выполнение анализа возможных последствий; создание комиссии для принятия решений о возможности продолжения эксплуатации изделий того или иного типа до отказа и разработки мероприятий по поддержанию уровня их надежности. Такими мероприятиями могут явиться: назначение дополнительных работ по ТОиР; изменение периодичности контроля надежности; изменение условий или режимов эксплуатации; выполнение конструкторских доработок; переход на стратегию ТОиР по наработке.

Важной особенностью стратегии обслуживания с контролем уровня надежности является ее исследовательская направленность, ориентирующая авиапредприятия на регулярную оценку пригодности самолета к безопасной и экономичной эксплуатации. На основании полученных оценок осуществляется единственный для этой стратегии способ управления надежностью путем реализации мероприятий, оказывающих воздействие на весь парк эксплуатируемых изделий данного типа.

Область применения данной стратегии обслуживания целесообразно ограничить изделиями: отказы которых не влияют на безопасность полета, что устанавливается на основании анализа надежности систем при выборе и назначении стратегий технического обслуживания; для которых имеет место экспоненциальное распределение вероятности безотказной работы; надежность которых позволяет обеспечить выполнение требований по регулярности полетов и экономической эффективности процесса технической эксплуатации самолета; обладающими высокой эксплуатационной технологичностью, в том числе легкосъемностью, доступностью, взаимозаменяемостью; затраты на эксплуатацию которых до отказа (при обслуживании с контролем уровня надежности) не превышают затрат на планово-профилактическое техническое обслуживание; имеющими индикацию отказов бортовыми или наземными средствами контроля с минимальными трудовыми затратами в заданное время.

Стратегия технического обслуживания по состоянию с контролем уровня надежности получила наиболее широкое применение для изделий функциональных систем самолетов, в частности для систем кондиционирования воздуха и регулирования давления, противообледенительной, гидравлической и топливной систем, агрегатов силовой установки. Вместе с тем на практике применение данной стратегии технического обслуживания в ряде случаев еще ограничено возможностью решения организационно-технических задач с учетом особенностей эксплуатационных предприятий (наличие ЭВМ и обученного персонала; возможность организации оперативного сбора информации по надежности для совокупности однотипных изделий и др.). При условии снятия этих ограничений целесообразность применения стратегии технического обслуживания с контролем уровня

надежности для изделий систем должна определяться с учетом возможности получения экономического эффекта при эксплуатации парка самолетов.

Контроль уровня надежности совокупности однотипных изделий осуществляется статистическими методами. Данным видом контроля охватывается, как правило, большинство агрегатов и узлов независимо от применяемой к ним стратегии ТОиР. Однако только для стратегии технического обслуживания с контролем уровня надежности этот вид контроля является основным механизмом в управлении надежностью изделий.

При данной стратегии обслуживания критерием технического состояния совокупности однотипных изделий систем самолетов является уровень надежности, выражаемый соответствующим показателем. Такой показатель должен нести максимум информации о техническом состоянии изделий, быть удобным для проведения оперативного сравнительного анализа, а также быть критичным к изменениям процесса технической эксплуатации парка самолетов (изменению условий эксплуатации, уровню восстановления функциональных систем). Наиболее полно таким требованиям в условиях эксплуатации АТ отвечают следующие показатели: параметр потока отказов (λ и число отказов изделий, приходящихся на 1000 ч налета K_{1000}).

Требования к информации по надежности предусматривают разработку номенклатуры исходной информации, форм ее представления, организационных форм сбора с указанием места получения и ответственных лиц. Существующая в настоящее время система сбора и учета информации о надежности АТ является еще недостаточно оперативной и не обеспечивает необходимую полноту и достоверность информации для решения поставленных задач. Изучение зарубежных материалов и отечественной практики контроля уровня надежности изделий АТ позволяет определить номенклатуру исходной информации, которая должна содержать следующие сведения: число изделий в системе; вид отказа; место проявления; причину проявления; последствия, число отказов, выявленных за контрольный период времени; налет наблюдаемой совокупности изделий за контрольный период времени; данные о задержках вылета за контроль-

ный период времени; стоимость замены изделия, стоимость профилактического обслуживания и ремонта.

Для обработки исходной информации используются известные методы математической статистики: оценка параметров распределения по выборке (методы максимального правдоподобия, моментов, разделяющих разбиений); проверка статистических гипотез о законе распределения наработки до отказа и др. При этом учитывается переменность парка (изменяющийся объем выборки). В ряде случаев дополнительно к информации о надежности всей совокупности изделий используется информация о техническом состоянии их отдельных образцов с наибольшей наработкой. Образцы изделий, имеющие наибольшую наработку, периодически снимают с самолетов, полностью разбирают и подвергают всесторонним исследованиям технического состояния. Цель этих мер – заблаговременно выявить слабые места конструкции изделия и предупредить приближение предельного состояния.

Особое место при применении стратегии технического обслуживания с контролем уровня надежности занимает выбор и назначение нормативного (допустимого) уровня надежности $R_{\text{доп}}$ который устанавливается для каждого типа изделия с учетом стоимостных затрат на техническое обслуживание и ремонт и зависит от парка контролируемых самолетов (объема выборки). Задача определения $R_{\text{доп}}$ решается с учетом обеспечения эффективности использования авиационной техники по критерию минимальных затрат $C = f(R_{\text{доп}})$.

Фактический уровень надежности изделий R_f определяется в соответствии с выбранным показателем надежности. При использовании таких показателей, как параметр потока отказов λ и число отказов, приходящихся на 1000 ч налета K_{1000} , рекомендуется следующий способ контроля уровня надежности.

В качестве исходной информации служат: наблюдаемое число отказов изделий систем самолетов при эксплуатации n_f ; налет парка самолетов, находящихся под наблюдением T ; число однотипных изделий на самолете a , уровень надежности которых контролируется.

Уровень надежности совокупности однотипных изделий контролируют путем сравнения наблюдаемого числа отказов n_f

с верхней границей регулирования (ВГР), представляющей собой допустимое число отказов. Наблюдаемое число отказов в определенные интервалы времени имеет случайный характер от нуля до ВГР. Значение ВГР определяется с использованием распределения Пуассона:

$$P_{\text{зад}} = \sum_{n=0}^{n=\text{ВГР}} \frac{(\omega_{\text{пл}} T_a)^n}{n!} e^{-\omega_{\text{пл}} T_a}$$

где $P_{\text{зад}}$ – принятое значение вероятности; $\omega_{\text{пл}}$ – плановое значение параметра потока отказов, представляющее собой запланированный уровень надежности.

Для определения ВГР требуется знать значение $P_{\text{зад}}$ – вероятности того, что случайное число отказов не превысит верхней границы. Оно обычно устанавливается исходя из экономических соображений. Наличие на современных самолетах различных видов резервирования отдельных изделий и функциональных систем не исключает необходимости своевременного устранения отказов. В зарубежной практике, например, для определения ВГР принимают $P_{\text{зад}} = 0,975$. Это означает, что случайный выброс за верхнюю границу может произойти с вероятностью 0,025, что считается маловероятным, и поэтому в случае превышения наблюдаемым числом отказов ВГР предполагается наличие неслучайных причин. Для их устранения требуется разработать и осуществить конкретные мероприятия. Таким образом, если число отказов (замен) изделий за контрольный период превышает верхнюю границу, то это служит сигналом о снижении их надежности.

Кроме того, определяется тенденция изменения показателя надежности, вычисленного для контрольного периода заданной длительности, включающего текущий месяц. Контрольный период (месяц, квартал, год) является скользящим и ежемесячно смещается. Для анализа полученной последовательности используется регрессионный анализ.

Из схемы управления процессом технической эксплуатации совокупности однотипных изделий при применении стратегии

технического обслуживания по состоянию с контролем уровня надежности (рис.8.1) следует, что объектом управления (*ОУ*) является сам объект эксплуатации (*ОЭ*), представленный совокупностью однотипных изделий функциональных систем самолетов, и процесс их технической эксплуатации (*ПТЭ*). Информация о надежности изделий g поступает в блок обработки информации (*БИ*), где происходит вычисление статистических характеристик надежности, определение фактического уровня надежности R_{ϕ} , накопление качественной и количественной информации по отказам Z , информации о наработке объектов T и экономических показателях C .

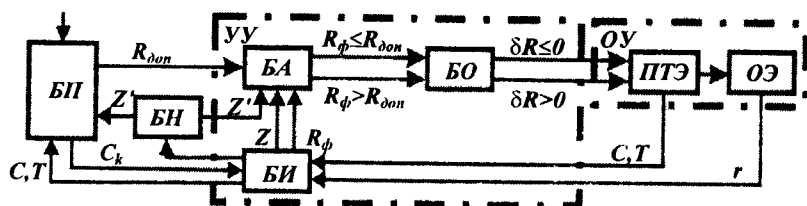


Рис. 8.1. Схема управления процессом технической эксплуатации однотипных изделий при применении стратегии обслуживания с контролем уровня надежности

Обработанная информация поступает в блок анализа (*БА*). Там происходит сравнение количественных характеристик надежности R_{ϕ} с допустимыми значениями уровня $R_{\text{доп}}$, а также анализ качественной информации по отказам (вид отказа, место проявления, последствия) с накопленной информацией за предшествующие периоды эксплуатации Z' , поступающей из блока памяти (*БП*). Блок анализа направляет результаты анализа в оперативный блок (*БО*), где они преобразуются в команды управления, воздействующие непосредственно на процесс технической эксплуатации, а через него на объект эксплуатации (совокупность однотипных изделий).

Результатом анализа информации является заключение о том, находится ли фактический уровень надежности в поле допуска. Если $R_{\phi} \leq R_{\text{доп}}$, то оператор вырабатывает команду на продолжение эксплуатации с контролем уровня надежности ($\delta R \leq 0$).

Если же $R_f > R_{\text{доп}}$, то в блоке анализа происходит анализ информации Z , и оператор вырабатывает команду на изменение процесса эксплуатации ($\delta R > 0$), а также мероприятия по дальнейшей эксплуатации: назначение дополнительных работ по техническому обслуживанию; изменение периодичности контроля надежности; изменение условий эксплуатации; выполнение конструкторских доработок; временный переход на стратегию обслуживания и ремонта по наработке.

Программный блок (БП) служит для формирования допустимого уровня надежности $R_{\text{доп}}$ в зависимости от характеристик наработки T и экономических показателей C и в свою очередь формирует для блока обработки информации необходимые требования для статистического контроля C_k по объему выборки и периодичности контроля.

Программный блок, блок обработки информации, блок анализа, оперативный блок представляют единую автоматизированную систему обработки информации по управлению технической эксплуатацией совокупности однотипных изделий. При внедрении стратегии обслуживания с контролем уровня надежности представляется возможным ограничиться отдельным набором программ ЭВМ с привлечением инженерного анализа для качественной оценки технического состояния изделий. При этом принятие решения и выдача команд должны осуществляться ответственными должностными лицами.

Плановые значения показателей надежности $\omega_{\text{пл}}$ или K_{1000} определяются в предприятиях предварительно на контрольный период для каждого типа изделия, исходя из требований обеспечения эффективности ПТЭ ЛА.

8.3. СТРАТЕГИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ И РЕМОНТА ПО СОСТОЯНИЮ С КОНТРОЛЕМ ПАРАМЕТРОВ

Стратегия ТОиР по состоянию с контролем параметров представляет собой совокупность правил по определению режимов и регламента диагностирования изделий и принятию решений о необходимости их обслуживания, замены или ремонта на основе информации о фактическом техническом состоянии.

При данной стратегии ТОиР изделия и системы самолета эксплуатируются до предотказового состояния.

Для выявления предотказового состояния изделий может использоваться принцип назначения упреждающих допусков на диагностические параметры. При этом под упреждающим допуском понимают совокупность значений параметров, заключенных между предельным η_2 и предотказовым η_1 уровнями параметра. Выход параметра за предельный уровень означает отказ. Достижение предотказового уровня означает необходимость выполнения профилактических работ или замены изделий (рис.8.2).

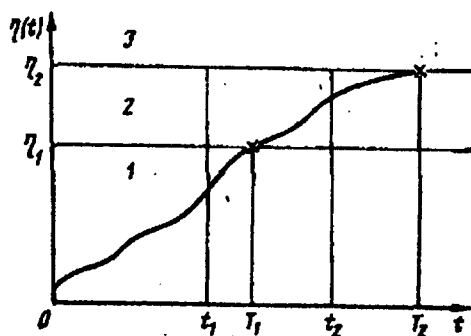


Рис. 8.2. Принцип назначения упреждающих допусков:

1 – область исправного и работоспособного состояния; 2 – область неисправного, но работоспособного состояния; 3 – область неисправного и неработоспособного состояния; t_1 и t_2 – моменты первой и второй проверок; T_1 и T_2 – моменты пересечения реализацией случайного процесса $\eta(t)$ уровней η_1 и η_2

Реализация стратегий ТОиР по состоянию с контролем параметров требует установления количественных связей между значениями упреждающих допусков $\Delta\eta = \eta_2 - \eta_1$ на каждый из контролируемых параметров изделия и периодичностью их проверок $\Delta t = t_2 - t_1$. Очевидно, что при заданных случайном процессе $\eta(t)$, предельном уровне $\Delta\eta$ и допустимой вероятности отказа

каждому фиксированному значению упреждающего допуска Δt соответствует конкретная величина периодичности проверок Δt . При этом чем больше эти величины, тем меньше затраты на проверки (реже проверки) и больше затраты на замену и ремонт (чаще замены), и наоборот. Оптимальный вариант выбирается из условия обеспечения минимальных суммарных удельных затрат $C_{\min}$ на проверку, замену и ремонт изделия. Для каждого из изделий находятся функции вида $C = f(\Delta t)$, которые используются при решении задачи группировки операций технического обслуживания, в том числе и операций диагностирования, в оптимальные формы регламента для ЛА в целом. Область применения стратегии обслуживания и ремонта с контролем параметров целесообразно ограничить системами и изделиями, которые по соображениям безопасности полетов не могут быть допущены к эксплуатации до отказа, а по экономическим соображениям – к эксплуатации до выработки установленного межремонтного ресурса. К ним относятся дорогостоящие системы и изделия с высокой функциональной значимостью, имеющие недостаточную степень резервирования и вместе с тем обладающие высоким уровнем эксплуатационной технологичности и контролепригодности.

Оперативный контроль технического состояния должен обеспечивать: сигнализацию о наличии отказа, о работоспособном состоянии, о необходимости проведения предупредительных работ для обеспечения экстремума выбранного критерия качества; краткосрочное прогнозирование работоспособности на заданный интервал времени в случае сигнализации о необходимости проведения предупредительных работ; поиск съемного функционального элемента, подлежащего замене; оценку технического состояния изделий в интересах сбора информации об их поведении.

Степень применения технического диагностирования определяет глубину и качество оценки технического состояния изделий, а значит, правильность и эффективность принимаемых решений и самой стратегии. Традиционный и наиболее распространенный подход к определению технического состояния состоит в том, что выбирается некоторая совокупность парамет-

ров, проводятся измерения, результаты которых сравниваются с заданными границами области работоспособности. При выполнении условий принадлежности каждого из параметров заданной для него области принимается решение о работоспособности изделия. Если хотя бы для одного из параметров это условие не соблюдается, то объект признается неработоспособным.

При внешней простоте такого подхода его реализация наталкивается на ряд существенных трудностей. Это относится прежде всего к выбору совокупности параметров и определению областей работоспособности для каждого из выбранных параметров. Значительные трудности возникают и при аппаратурной реализации данной стратегии, обусловленные необходимостью применения большого числа разнородных первичных преобразователей и коммутаторов.

Характерная особенность рассматриваемой стратегии ТОиР – отсутствие межремонтных ресурсов изделий. Решение о продолжении эксплуатации до следующей проверки или о необходимости замены (регулировки) изделия принимается по результатам непрерывного (рис.8.3, а) или периодического (рис.8.3, б) контроля параметров, определяющих техническое состояние.

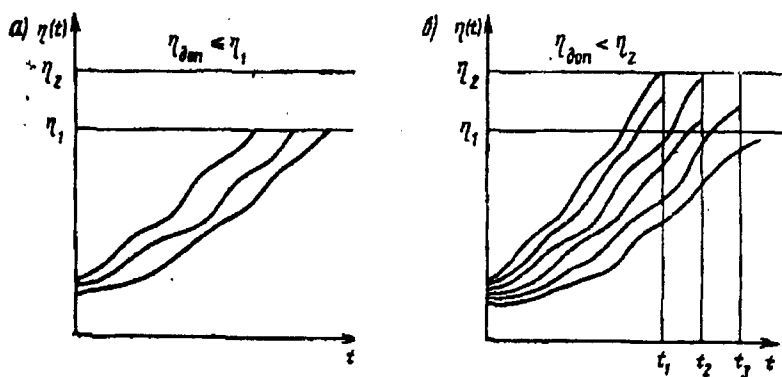


Рис. 8.3. Взаимосвязь стратегий обслуживания по состоянию с непрерывным (а) и периодическим (б) контролем параметров с допусками на диагностические параметры η_1 и η_2 :
 $\eta_{\text{доп}}$ – допустимое значение параметра; t_1 , t_2 , t_3 – моменты проверок

Необходимые условия для применения стратегии ТОиР по состоянию с контролем параметров вытекают из требований по безопасности полетов, регулярности отправок и экономической эксплуатации (рис.8.4).

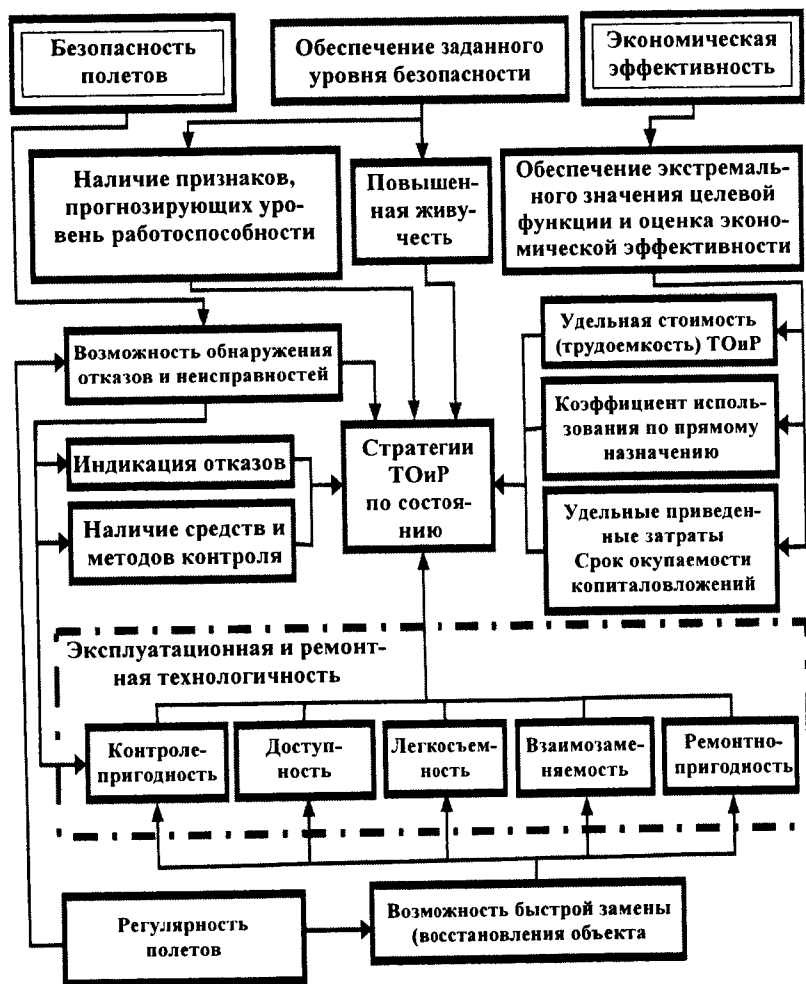


Рис.8.3. Необходимые условия для применения стратегии ТОиР по состоянию

Безопасность полетов достигается в результате обеспечения заданного уровня безотказности конструкций повышенной живучести, оценки и прогнозирования уровня работоспособности при эксплуатации, обнаружения отказов и неисправностей на ранних стадиях их развития, индикации отказов и предотказовых состояниях, использования методов и средств технического диагностирования.

Регулярность отправлений достигается за счет быстрого обнаружения возникших отказов и неисправностей, создания требуемых уровней эксплуатационной технологичности (контролепригодности, доступности, легкосъемности, взаимозаменяемости), позволяющих оперативно восстановить работоспособность системы или изделия.

Экономическая эффективность эксплуатации достигается выбором оптимальной стратегии ТОиР, обеспечивающей экстремальные значения целевой функции (минимум удельной стоимости ТОиР и максимум коэффициента использования самолета) при заданном уровне надежности функциональных систем и изделий.

Глава 9. ПРОГРАММЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ И РЕМОНТА

9.1. СТРУКТУРА ПРОГРАММЫ

Эффективность использования АТ во многом зависит от совершенства применяемых стратегий и программ эксплуатации. В условиях непрерывного увеличения объемов авиационных перевозок, усложнения конструкций ЛА, повышения требований к интенсивности их использования влияние применяемых программ на эффективность эксплуатации становится все более заметным и ощутимым.

Структура программы эксплуатации ЛА определяется в соответствии с иерархической структурой авиационно-транспортной системы (рис.9.1). Цели программы каждого из уровней определяются по принципу иерархии, отражающему внутренние взаимосвязи и соподчинения в виде ярусов целей. Высшему ярусу подчинены цели первого яруса, первому ярусу – цели второго и т.д.



Рис. 9.1. Структура программы эксплуатации АТ

Программа ТОиР – составная часть программы технической эксплуатации, которая в свою очередь является частью программы эксплуатации ЛА. При формировании программы ТОиР конкретного типа ЛА учитываются как цели и имеющиеся ресурсы на вышестоящих уровнях, так и непосредственные целевые задачи технической эксплуатации, часть из которых реализуется системой ТОиР. Проведенные исследования убедительно показывают, что с внедрением новых, более совершенных программ ТОиР повышается надежность работы ЛА, регулярность их полетов при одновременном существенном сокращении расходов на ТОиР.

Совершенство программы обслуживания и ремонта определяется тем, насколько полно она обеспечивает соответствие процесса технической эксплуатации объективно существующему процессу изменения технического состояния объекта. Традиционная программа, основанная на выполнении фиксированных объемов профилактических работ через заранее запланированные интервалы времени или наработки на всем однотипном парке ЛА независимо от технического состояния их систем и изделий, как известно, обеспечивает слабое взаимодействие между состояниями объекта и состояниями процесса его эксплуатации. Доказано, что более тесную связь между состояниями объекта и процесса его эксплуатации обеспечивает программа ТОиР по состоянию. Главная особенность такой программы заключается в том, что состояния процесса эксплуатации изделий и объемы работ по обслуживанию и ремонту здесь назначаются в соответствии с возникающими у них техническими состояниями.

Успешная разработка таких программ зависит от согласованных действий всех организаций и предприятий, создающих, эксплуатирующих и ремонтирующих АТ на всех этапах ее жизненного цикла. Работу по обеспечению приспособленности конструкции каждого нового типа самолета к прогрессивным стратегиям ТОиР и разработку самих стратегий рекомендуется выполнять одновременно по единым требованиям, единому плану в рамках соответствующих взаимосвязанных программ. Ими должны стать программы обеспечения безопасности полетов, надежности (безотказности), эксплуатационной технологич-

ности и программа ТОиР самолета. Программа ТОиР представляет собой документ, устанавливающий стратегии, количественные и качественные характеристики видов ТОиР, порядок их корректировки в процессе эксплуатации.

Рассматривая программу ТОиР как «организм», живущий во времени и пространстве, можно представить ее в трехмерном пространстве, где направление вектора – цель программы, а его значение – показатели эффективности. При этом из всего множества признаков, определяющих программу, выбираются только те, которые действуют в течение длительного периода эксплуатации ЛА. К ним относятся: стратегии, режимы ТОиР, конструктивные особенности летательных аппаратов.

Программа ТОиР ЛА в целом рассматривается как совокупность программ более низкого уровня. В зависимости от применяемых стратегий различают программы ТОиР по наработке, по состоянию с контролем параметров, по состоянию с контролем уровня надежности.

По признаку применяемых режимов ТОиР различают программы по оперативным, периодическим и ремонтным формам. С учетом конструктивных особенностей составных частей ЛА следует различать программы ТОиР планера, двигателя, функциональных систем (гидравлическая топливная, управления и др.).

Графическая интерпретация структуры программы ТоиР приведена на рис. 9.2, а. По осям декартовой прямоугольной системы координат представлены переменные:

- по оси абсцисс – режимы ТоиР: оперативные формы (ОФ), периодические (ПФ), ремонтные (РФ);
- по оси ординат – стратегии ОТиР: по наработке (НАР), по состоянию с контролем параметров (КП), по состоянию с контролем уровня надежности (КУН);
- по оси аппликат – составные части объекта: планер самолета (ПС), авиадвигатель (АД), функциональные системы (ФС).

Рассмотрим несколько примеров программ различного уровня. Параллелепипед P представляет, например, элементарную программу с координатами a_k, c_k, b_k , означающими, что это программа выполнения ремонтной формы для элемента двигателя, обслуживаемого по состоянию с контролем уровня надеж-

ности. Параллелепипед с вершиной P_1 и координатами a_1, c_1, b_1 , представляет собой программу оперативного обслуживания по наработке элементов планера самолета.

Сформированная первоначально на этапе проектирования ЛА программа ТОиР в дальнейшем уточняется и совершенствуется. Схема развития программы приведена на рис. 9.2, б.

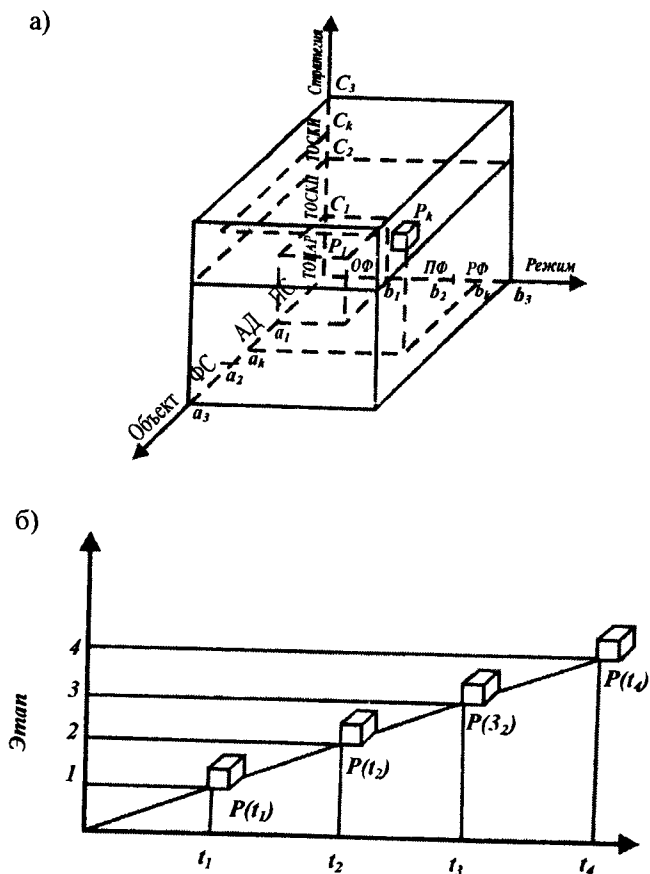


Рис. 9.2. К понятию структуры программы технического обслуживания и ремонта ЛА:
а – структура программы; б – развитие программы во времени

Оценку программы рекомендуется проводить на этапах:

- 1 – аванпроекта $P(t_1)$;
- 2 – макета $P(t_2)$;
- 3 – заводских испытаний $P(t_3)$;
- 4 – государственных и эксплуатационных испытаний $P(t_4)$.

В дальнейшем программа подлежит корректировке уже на этапах регулярной эксплуатации ЛА. На различных этапах в программе может изменяться доля различных стратегий и режимов ТОиР элементов конструкции ЛА.

9.2. ТЕХНИЧЕСКАЯ ДОКУМЕНТАЦИЯ, ОФОРМЛЯЕМАЯ ПРИ ОБСЛУЖИВАНИИ АТ

Документальное оформление выполняемых работ при техническом обслуживании производится в картах-нарядах, нарядах на дефектацию, пооперационных ведомостях, а учет простоев и задержек вылетов ЛА, разборов работы технического состава и других мероприятий – в специальных журналах.

Карта-наряд включает в себя задание на выполнение работ, перечень обслуживаемых систем и дополнительных работ, которые не предусмотрены регламентом. В действие введены следующие три формы карт-нарядов на ЛА: на оперативное, на периодическое ТО, а также на оказание технической помощи при обслуживании ЛА иностранных авиационных компаний.

Для учета выполнения доработок и разовых осмотров АТ на АТБ заводится журнал. Если работы по бюллетеню выполняются представителями завода-изготовителя, то ими составляется технический акт в трех экземплярах за подписями лиц, ответственных за доработку, и начальника ОТК АТБ. Один экземпляр акта прикладывается к карте-наряду на ТО, в процессе которого выполнялась доработка, а два экземпляра передаются представителю завода-изготовителя. О выполнении доработок АТ производятся записи в формулярах ЛА (двигателей), паспортах приборов (агрегатов). Отметки о выполнении доработок в журнале производятся на основании графика оперативного учета доработок и разовых осмотров АТ.

В производственных цехах и участках АТБ ведется журнал *приемопередачи смен*, в котором указываются общие сведения о

техническом состоянии передаваемой АТ. Случаи задержки вылетов, повреждений и предпосылок к авиационным происшествиям, которые произошли по техническим причинам, учитываются в специальном журнале по соответствующим актам расследования. Для накопления данных и проведения анализа для улучшения планирования и разработки мероприятий по совершенствованию производственного процесса на АТБ ведется *журнал учета простоев АТ*. Процесс технической эксплуатации ЛА сопровождается различными организационными мероприятиями, для учета которых также ведутся отдельные журналы.

Для обобщения опыта ТО ЛА руководящий состав ИАС проводит технические разборы с ИТС. Содержание разборов и принятые меры регистрируются в *журнале учета разборов технического состава*. Учет изучения ИТС АТБ поступающих документов по вопросам технической эксплуатации АТ ведется в журналах цехов, участков, отделов. Изменение технического и ресурсного состояния АТ в процессе эксплуатации сопровождается оформлением документации (актами), предусмотренной действующими в гражданской авиации положениями и инструкциями.

В случае повреждения АТ принимаются необходимые меры по ее своевременному и качественному восстановлению и вводу в строй, руководствуясь при этом Положением о порядке восстановления поврежденных самолетов и вертолетов ГА. Восстановление поврежденной АТ может производиться в базовом аэропорту, в промежуточных и конечных аэропортах, в полевых условиях (полевой ремонт) или в заводских условиях. Основанием для выполнения восстановительного ремонта в условиях эксплуатационного предприятия являются акты комиссии по расследованию повреждений или инцидентов, в результате которых произошло повреждение ЛА, при условии, что ремонтные работы будут выполняться по действующим технологиям и чертежам.

Списание АТ сопровождается составлением технического акта, которое производится комиссией предприятия ГА. Авиапредприятиям при необходимости разрешается продлевать ресурсы (сроки службы) АТ до первого ремонта и межремонтные в порядке и пределах, установленных инструкцией МГА. Про-

дление ресурсов ЛА и двигателям производится комиссией под председательством начальника или главного инженера АТБ. Комиссия производит проверку: технической документации по записям в ней – полноту выполнения доработок, регламентных работ, осмотров конструкции; технического состояния АТ; комплектности ЛА и двигателя и соответствия их формулярам и паспортам. ЛА (двигатель) обслуживается в объеме очередной формы ТО, устраняются все неисправности и выполняются другие необходимые дополнительные работы, после чего оформляется *технический акт на продление ресурса*, который утверждает главный инженер УГА. На основании акта ПДО вносит запись в формуляр ЛА (двигателя) о продлении ресурса (срока службы) за подписью председателя комиссии. Акт прикладывают к карте-наряду на ТО, при котором проводилось продление ресурса.

Продление ресурса (срока службы) комплектующим изделиям производится под руководством главного инженера или его заместителей без составления акта. Проверяется документация изделия, его техническое состояние и работоспособность. О продлении ресурса делают запись в *журнале учета продления ресурсов* и формуляре (паспорте) изделия.

Для предъявления претензий поставщикам и восстановления вышедшей из строя ранее истечения гарантийных сроков АТ, составляют *рекламационные акты* в случаях несоответствия требованиям стандартов технических условий и договоров поставляемой АТ, тары, упаковки, консервации и маркировки, а также выхода из строя этой техники до истечения гарантийных сроков по причинам, исключаящим вину эксплуатирующих организаций при ее хранении и эксплуатации. В процессе эксплуатации ЛА могут передаваться от завода-изготовителя на эксплуатационное предприятие, от одного авиапредприятия другому, на ремонтное предприятие и обратно. Во всех случаях передача ЛА оформляется *приемо-сдаточными актами*, а также, при необходимости, актами на облет ЛА и выполнение на нем дополнительных работ.

Глава 10. КОНТРОЛЬ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

10.1. ОРГАНИЗАЦИЯ И ВИДЫ КОНТРОЛЯ

В гражданской авиации существует достаточно сложная по структуре система контроля технического состояния АТ. Контроль может выполняться в наземных условиях: при подготовке к полету, выполнении различных форм ТО и при текущем ремонте, в полете членами экипажа и имеющимися на борту автоматическими устройствами (рис. 10.1).

Контроль технического состояния (ТС) ЛА организуется и осуществляется в соответствии с государственными стандартами РУз, а также инструкциями, действующими в гражданской авиации, и требованиями руководства по технической эксплуатации ЛА (РТЭ).

Техническое состояние при этом понимается как совокупность подверженных изменению в процессе производства или эксплуатации свойств ЛА, характеризующихся в определенный момент времени признаками, установленными нормативно-технической документацией на данный тип ЛА. Признаками ТС могут быть определенные значения количественных и качественных характеристик свойств ЛА, для которых определены допустимые области существования. В зависимости от фактических значений этих признаков различают следующие виды технического состояния ЛА: исправное, работоспособное, неисправное, правильное функционирование, неправильное функционирование.

Следует всегда помнить, что в гражданской авиации к исправному состоянию ЛА предъявляются особые требования. Так, в соответствии с НТЭРАТ ГА ЛА считается исправным, если выполнены следующие условия: планер, двигатели и ком-

плектующие изделия имеют остаток ресурса и срока службы, полностью укомплектованы согласно перечню пономерной документации (формулярах, бортовых журналах и др.); на ЛА выполнено очередное ТО, предусмотренное регламентом, устранены все отказы и неисправности, их последствия; оформлена производственно-техническая и пономерная документация; исправность ЛА подтверждена подписями соответствующих должностных лиц в карте-наряде.

Существуют определенная система и порядок контроля АТ и качества ТО. На АТБ он возлагается на должностных лиц, предусмотренных эксплуатационной документацией, указаниями НАК «Узбекистон хаво йуллари» руководителей авиапредприятий, начальников АТБ. Осуществляется контроль (рис. 10.1) при использовании ЛА по назначению, т.е. в полете, при их техническом обслуживании, при специальных видах осмотров и контрольных полетах. Контроль необходим также при передаче АТ между сменами ИТС в АТБ с незаконченными работами. В каждой АТБ имеется отдел технического контроля (ОТК), на который возложена ответственность за организацию и проведение контроля состояния АТ и качество ее ТО.

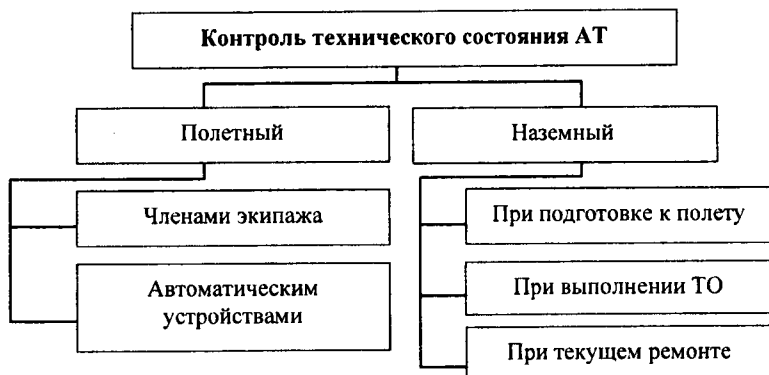


Рис. 10.1. Виды контроля АТ

Деятельность ОТК определяется Типовым положением об авиационно-технической базе авиапредприятия. Должностные лица, обеспечивающие контроль АТ, как и исполнители работ,

несут ответственность за качество подготовки ЛА к полету, качество проведенного ТО и устранение обнаруженных при этом неисправностей и отказов. При этом уделяется внимание и дефектам, которые могут внести исполнители при выполнении работы.

К объекту эксплуатации прилагается эксплуатационная документация, в которой предусматриваются периодичность, объем и технология контроля технического состояния, а также применяемые при этом методы и средства. В отдельных случаях могут назначаться дополнительные виды осмотров с соответствующими специальными указаниями должностных лиц, организующих осмотр. После выполнения того или иного вида контроля контролирующее лицо делает запись в карте-наряде на ТО, наряде на дефектацию на устранение неисправностей и отказов или другом документе. В случае специальных видов осмотра контролирующие и ответственные лица дают общую оценку состояния АТ.

Важным этапом контроля является последующий анализ причин выявленных неисправностей и отказов, а также степени их влияния на безопасность полетов. При этом назначаются мероприятия по выявлению их на других ЛА и предупреждению повторного появления их в полете. Если выявлены неисправности и отказы, угрожающие безопасности полетов, то начальник АТБ обязан немедленно сообщить об этом главному инженеру АТК, который докладывает в НАК «Узбекистон хаво йуллари» и при этом обосновывает целесообразность осмотра всего парка ЛА данного типа. Все должностные лица и руководители АТБ должны постоянно обобщать опыт и изучать причины повреждений и отказов, выявленных при контроле состояния АТ и качества проведения ТО, принимать меры по совершенствованию системы контроля и повышению его эффективности. В условиях научно-технического прогресса и постоянного совершенствования АТ особо важными задачами становятся разработка и внедрение прогрессивных методов и средств контроля, совершенствование системы управления качеством ТО, эксплуатационной надежностью АТ и уровнем безопасности полетов.

10.2. МЕТОДЫ И СРЕДСТВА КОНТРОЛЯ

Под контролем или техническим контролем понимается проверка соответствия объекта установленным техническим требованиям. Каждое техническое состояние характеризуется совокупностью значений параметров, описывающих состояние АТ, и качественных признаков, для которых не применяют количественные оценки. Номенклатура этих параметров и признаков, а также пределы допустимых их изменений устанавливают в НТД на каждый конкретный объект.

Таким образом, контроль технического состояния представляет собой контроль ЛА, всех его систем для получения информации о фактическом значении параметров, характеризующих техническое состояние ЛА, сопоставление ее с заранее установленными требованиями в ТУ, эксплуатационной и ремонтной документации и определение вида технического состояния.

Переход АТ из одного состояния в другое может осуществляться скачкообразно вследствие повреждения или отказа или постепенно вследствие износа, старения, т.е. постепенного или параметрического отказа.

Внезапный отказ, обусловленный повреждением или усталостным разрушением элемента, обычно легко выявляется при визуальном контроле. Значительно сложнее бывает выявить параметрический отказ. В этом случае, если отсутствуют индикаторы отказа, приходится осуществлять проверку работоспособности системы, в процессе которой выявляется предотказовое состояние или сам отказ, если таковой имеет место. Правильно и своевременно организованный контроль исключает функциональные отказы систем в полете.

Каждый из указанных выше видов отказа требует своих методов и средств контроля. Ввиду этого составными элементами контроля могут быть: измерение контролируемых параметров объекта и сравнение их значений с допустимыми; исследование физического состояния и последствий износа, старения, коррозии усталостных процессов; анализ полученной информации для распознавания вида технического состояния и последствий износа, старения, коррозии, усталостных процессов; анализ полученной информации с целью распознавания вида технического

состояния, определения места появления неисправности или отказа с требуемой детализацией и, конечно же, оценка степени утраты работоспособности при этом. Для этой цели при эксплуатации АТ используют бортовые и наземные средства контроля (рис. 10.2).



Рис. 10.2. Средства контроля состояния АТ

Совокупность средств контроля, исполнителей, взаимодействующих с объектом контроля по установленным в документации правилам, и действующей нормативно-технической документации (ГОСТов, инструкций, положений, технологических указаний и т. д.) называют системой контроля.

Изменение технического состояния ЛА в процессе эксплуатации обусловлено воздействием различных эксплуатационных факторов, которые в свою очередь обуславливают протекание физико-химических процессов в элементах конструкции ЛА и его функциональных системах. Обилие разновидностей этих процессов, скорости их протекания и степени утери работоспособности объектом вынуждает на практике применять почти все известные науке методы и средства контроля ТС ЛА.

Различают физические и параметрические методы контроля ТС АТ. Так, физические методы основаны на исследовании физического состояния. Параметрические методы базируются на контроле основных выходных и входных параметров, а также

внутренних параметров, характеризующих правильное или неправильное функционирование объекта.

Среди методов неразрушающего контроля известны визуальный, магнитный, электрический, вихретоковый, радиоволновой, тепловой, оптический, радиационный, акустический, проникающими веществами, например капиллярный и течеискания. Чаще других методов при ТО используют акустические, магнитные, оптические, радиационные, вихретоковые, проникающими веществами.

Визуальный метод является наиболее простым и доступным. Он позволяет выявить неисправности, которые могут быть обнаружены невооруженным глазом (трещины, дефекты элементов конструкций, нарушение контровки или ослабления крепления агрегатов, узлов, деталей, течь топлива или специальных жидкостей и т.д.). При этом виде осмотра успешно применяют увеличительное стекло, микроскоп или перископический дефектоскоп. Визуальному контролю могут подвергаться лишь детали, узлы и агрегаты функциональных систем, исправность которых, состояние монтажа, работоспособность и правильность функционирования могут быть определены без применения каких-либо инструментальных средств.

Применяется также контроль по органолептическим признакам. Органолептические средства, как правило, эффективны только при внешнем появлении неисправности от отказа. В процессе технического обслуживания, а в ряде случаев и при подготовке к полету, работоспособность некоторых агрегатов, систем и механизмов проявляется в действии, т. е. при включении их в работу. В процессе выполнения крупных форм ТО такая проверка функциональных систем предусмотрена регламентом ТО. Однако с усложнением функциональных систем и оборудования все большее внимание уделяется объективным методам контроля с применением специального оборудования, а также полув автоматических и автоматических средств. Номенклатура методов и средств контроля предусматривается эксплуатационной документацией. Более сложными и трудоемкими являются методы инструментального контроля технического состояния АТ.

Инструментальные методы базируются на применении при контроле различных приспособлений, стендов, устройств,

контрольно-измерительной аппаратуры. При этом наряду с широко известными в технике инструментами и приборами (манометры, динамометры, тензометры) широко применяют и более сложные приборы и аппаратуру, основанную на использовании физических методов и дающую возможность обнаружить скрытые от невооруженного глаза дефекты.

Метод магнитной дефектоскопии основан на свойстве магнитных силовых линий деформироваться при прохождении в местах изменения магнитной проницаемости материала. В монолитных участках металла, обладающих постоянной магнитной проницаемостью, магнитные силовые линии проходят без деформации. В тех местах, где имеются дефекты, например трещины, инородные включения, непровары, магнитная проницаемость понижена. Это вызывает деформацию магнитных силовых линий. При этом часть из них даже выходит за пределы детали, образуя над областью дефекта неоднородное поле. Этой неоднородностью поля и фиксируется дефект. Магнитное поле рассеивания обнаруживается с помощью ферромагнитного порошка в виде суспензии. Данный метод применим для контроля деталей, изготовленных только из ферромагнитных материалов. Метод позволяет обнаруживать поверхностные дефекты, трещины шириной более 0,001 мм, а также поверхностные дефекты на глубине до 1 мм. Для выявления дефектов намагниченную деталь покрывают магнитной суспензией. Цвет магнитного порошка должен обеспечить достаточный контраст с поверхностью проверяемой детали. Широкое применение нашли магнитные суспензии, представляющие смесь трансформаторного масла и керосина в соотношении 1:1 или чистого керосина с магнитным порошком следующей концентрации: 20...30 г/л для темного и 10...20 г/л для светлого магнитного порошка. Осмотр деталей следует выполнять при достаточно контрастном освещении, при необходимости применяют подсвет переносной лампой. Вероятные места дефектов осматривают с помощью лупы 10-кратного увеличения. Дефект выявляется по резко выделяющейся области осевшего магнитного порошка. По завершении контроля деталь подлежит размагничиванию, что исключает вредное влияние намагниченности на бортовые приборы ЛА.

Метод проникающих красок основан на свойстве некоторых красителей хорошо смачивать металлы и проникать в мельчай-

шие трещины, раковины и другие поверхностные дефекты. Метод применим для контроля деталей, изготовленных из любых материалов. Он позволяет выявить поверхностные трещины непосредственно на ЛА. Перед контролем методом красок деталь обезжиривается бензином Б-70, ацетоном или каким-либо другим легколетучим растворителем. Не рекомендуется применять керосин, поскольку он легко заполняет полости дефектов и не пропускает в них основную проникающую жидкость.

После обезжиривания на контролируемый участок наносят жесткой кисточкой цветную проникающую жидкость. Избыток ее удаляют тампоном, смоченным масляно-керосиновой смесью. Затем деталь протирают чистой сухой ветошью и сразу же наносят мягкой кисточкой или пульверизатором тонкий слой белой проявляющей краски. Через 4...6 мин из трещины на белую краску проникает краситель, указывающий на наличие трещины. Для обнаружения трещин применяют также дефектоскопические аэрозоли, представляющие собой распыленные мельчайшие частицы твердого или жидкого вещества в газе. Баллоны с аэрозолями используют комплексно из трех составов: очищенного, индикаторного и проявляющего лаков.

Метод вихревых токов применяется для выявления в механических деталях трещин, раковин и других дефектов. Процесс контроля осуществляется следующим образом. На контролируемую деталь накладывают соответствующий датчик, имеющий электромагнитную катушку, питаемую током высокой частоты. При пропускании тока под катушкой в определенном объеме металла возбуждаются вихревые токи. Поскольку между индуктивным и активным сопротивлением обмотки катушки, а также между возбуждающимися токами существует определенная зависимость, она и фиксируется приборами. Для токовихревого контроля обычно применяют дефектоскопы со специальными искательными головками.

Ультразвуковой метод основан на свойстве ультразвуковых колебаний распространяться в виде направленных пучков или лучей и почти полностью отражаться от границы раздела двух сред, резко отличающихся значением акустического сопротивления. С этой целью применяют специальные дефектоскопы. Дефектоскоп настраивают по эталонной детали с известным де-

фектом. Для создания акустического контакта наносят масло на контактную площадь искательной головки.

Импедансный акустический метод применяется для контроля клеевых, паяных и термодиффузионных соединений. Он основан на принципе определения силы реакции клеевого соединения элементов конструкции на контактирующий с ним колеблющийся стержень. Если совершающий продольные колебания стержень соприкасается с участком изделия, где нет дефекта, то вся конструкция колеблется как единое целое и механическое сопротивление (или механический импеданс), оказываемое изделием стержню, определяется жесткостью всей конструкции. Возникающая сила реакции может иметь большое значение. Если стержень окажется над участком обшивки, имеющим дефекты, то в силу ослабления жесткости конструкции в данном месте сила реакции уменьшается, что и фиксируется индикатором.

Рентгеновский метод позволяет выявлять поверхностные трещины, ориентированные вдоль направления луча, раковины, рыхлости, неметаллические и шлаковые включения и другие дефекты. В этом методе для индикации внутренних дефектов в материалах и изделиях, их местонахождения, форм и размеров используется рентгеновское излучение, которым просвечивается объект. Рентгеновская аппаратура дает возможность выявить дефекты тремя способами: фотографическим, визуальным и ионизационным. При контроле объект просвечивается узким пучком излучения, который последовательно перемещается по контролируемому участку. Промышленность выпускает несколько типов аппаратуры. К наиболее распространенным следует отнести аппарат РАП 150/300, являющийся стационарным, передвижные РИ-10Ф, РЦП-100-10, полевой рентгеновский флюорограф РИ-10ФП и др. При применении этого типа аппаратуры необходимо строго соблюдать правила техники безопасности. Они включают в себя защиту от тока высокого напряжения, ионизирующего излучения и т.д.

Метод гамма-дефектоскопии основан на эффекте ослабления излучения, проходящего через бездефектные участки просвечиваемого объекта и участки, где имеются какие-либо дефекты: трещины, раковины, поры, включения, и при наличии указанных дефектов изображение имеет темные участки, харак-

терные для соответствующего дефекта. В случае использования радиографического метода изображение может быть зафиксировано на радиографической пленке, чувствительной к ионизирующему излучению или к излучению усиливающих экранов, находящихся с ней в контакте. В гамма-дефектоскопии в качестве средств испытания используют излучение радиоактивных изотопов. Источник излучения выбирается в зависимости от материала объекта контроля и его толщины. Так, для стали при толщине 1...15 мм это может быть тулий-170, а при толщине 40...80 мм – цезий-137, для алюминиевых сплавов – тулий-170 и иридий-192 и т. д. Работа гамма-дефектоскопа основана на выпуске рабочего пучка излучения на время просвечивания и последующего его перекрытия на нерабочее время. В целях безопасности в дефектоскопе применяют закрытый источник излучения, где помещен применяемый радиоактивный изотоп. Радиационная головка заключена в герметическую металлическую оболочку, исключающую непосредственный контакт радиоактивного вещества с внешней средой и вредное действие на окружающих людей.

Например, состояние некоторых узлов и деталей самолета Ил-62М контролируется неразрушающими методами (табл. 10.1). Для каждого объекта контроля составляют карты, которые являются руководящими документами для инженерно-технического состава АТБ и удобны при приведении форм ТО и других профилактических работ на АТ.

Таблица 10.1

**Некоторые узлы и детали Ил-62М, контролируемые
неразрушающими методами и средствами**

Контролируемый объект	Число	Нормативно-техническая документация	Периодичность	Методы и средства контроля
Штоки амортизаторов главных ног шасси	2	Инструкция МГА	В течение года	Проникающих красок
Наружный пояс нервюры №8 центроплана	2	Инструкция МГА, методические указания	300 ч	Ультразвуковой
Болты заднего узла двигателя	4	Перечень работ при налете 6000 ч	6000 ч	Магнитный (ПМД-700)
Нижняя поверхность крыла в зоне окончания ребер жесткости	2	То же	6000 ч	Вихретоковый (ППД-1, ВД-1-ГА)
Проверка барабанов колес КТ 106/2	8	Бюллетень №245/106	75 ±25 посадок	Вихретоковый (ППД-1)

Наряду с наземными методами и средствами на современных ЛА все чаще применяют *бортовые средства контроля* технического состояния и работоспособности функциональных систем, которые постоянно совершенствуются. В них широко используются магнитные самописцы для регистрации параметров полета и работы систем (МСРП). Так, на самолете Ил-86 установлен сдвоенный комплект типа МСРП-256-1В. Он предназначен для сбора и регистрации в полете измерительной информации, которая фиксируется на магнитных лентах бортовых накопителей. Эта система позволяет не только собирать необходимую информацию о полете и работе экипажа, но и сигнализирует экипажу о повреждениях и отказах, возникающих в полете и угрожающих безопасности полета. Эксплуатация переносных, передвижных и стационарных средств неразрушающего контроля, предназначенных для контроля технического состояния элементов конструкции планера, двигателей, а также лабораторного оборудования, применяемого для анализа рабочих тел, масел, спецжидкостей для обнаружения в них продуктов изнашивания, возлагается на структурные подразделения АТБ и специалистов по профилю или на специалистов, назначаемых начальником АТБ. При контроле состояния применяются только средства, прошедшие метрологическую проверку и аттестацию, на которые в установленном порядке оформлена соответствующая документация: формуляры, паспорта и т.д. Ответственность за применение неисправных или просроченных проверкой средств несут должностные лица метрологической службы, начальники цехов, участков, лабораторий, отделов и лица, непосредственно использующие эти средства.

10.3. МЕТРОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

Метрологическое обеспечение – это установление и применение научных и организационных основ, технических средств, правил и норм, необходимых для достижения единства и требуемой точности измерений, выполняемых при техническом обслуживании и ремонте ЛА.

Основными задачами метрологического обеспечения являются:

- поддержание инструмента, средств измерения и контрольно-поверочной аппаратуры в рабочем состоянии и постоянной пригодности к применению;

- обеспечение требуемой точности измерений параметров изделий и функциональных систем ЛА (к числу важнейших его задач относятся устранение повреждений, отказов и анализ технического состояния средств измерений);

- проведение их периодических проверок и метрологической аттестации; метрологическая экспертиза разрабатываемой конструкторской, технологической, эксплуатационной и ремонтной документации;

- контроль за внедрением и правильным использованием государственных и отраслевых стандартов;

- разработка и внедрение стандартов предприятия, регламентирующих нормы точности измерений, методы их выполнения, и другие положения метрологического обеспечения.

На каждой АТБ имеется метрологическая лаборатория и соответствующие специалисты (инженеры по метрологии), которые решают практические задачи метрологического обеспечения в цехах АТБ. При этом в каждом цехе приказом начальника АТБ назначаются ответственные лица для выполнения практических работ метрологического обеспечения.

Для повышения качества метрологического обеспечения и большей эффективности специалисты по метрологии проходят специальную подготовку, им выдается соответствующее удостоверение и оформляется допуск на право выполнения соответствующих работ. Весь инженерно-технический состав, эксплуатирующий средства измерения при ТО и ремонте авиационной техники, обязан знать соответствующие правила работы и уметь использовать предусмотренные средства измерения в работе.

10.4. АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ КОНТРОЛЬ

Автоматизированные средства контроля позволяют решать целый ряд задач: сбор, передачу, обработку и анализ информации об объекте контроля для определения его технического состояния. Существенным является то, что большинство операций осуществляется без участия операторов. Это не только обеспе-

чивает достоверность, полноту, объективность контроля, но и значительно повышает скорость всего процесса и сокращает временные и физические затраты на его проведение. В случае применения автоматизированных средств контроля полную проверку всех систем современного ЛА можно осуществить примерно за 4 ч. При отсутствии автоматизированных средств контроля эта же работа выполняется за время, в 9...10 раз большее. К тому же в ней будет принимать участие столько различных специалистов, сколько может одновременно разместиться на объекте. Очевидно, что применение автоматизированных средств является безусловно выгодным. Применение в процессе эксплуатации АТ автоматизированных средств контроля допускает работу в ручном и автоматическом режимах. Ручной режим проверки применяют при отладке программ контроля, а также регулировке и настройке отдельных средств контроля. При создании автоматизированных средств стараются обеспечить возможность осуществления контроля всех жизненно важных функциональных систем ЛА, обеспечивающих безопасность полета. В случае необходимости они могут также обеспечить проверку по сокращенной программе работоспособности только одной какой-либо функциональной системы.

В целом применение бортовых и наземных средств автоматизированного контроля позволяет объективно оценивать технические состояния ЛА при значительном сокращении времени на проверку работоспособности его систем и уменьшении числа обслуживающего персонала.

Глава 11. ЗАПРАВКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ГОРЮЧЕ-СМАЗОЧНЫМИ МАТЕРИАЛАМИ

11.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

Работы по заправке ЛА горюче-смазочными материалами (ГСМ), специальными жидкостями и газами осуществляются в соответствии с требованиями руководящих документов МГА (НТЭРАТ ГА, инструкциями и положениями по организации и обеспечению заправки, по применению и контролю качества ГСМ и др.) работниками службы ГСМ, спецтранспорта авиапредприятий и АТБ. На работоспособность и надежность работы функциональных систем ЛА и его сохранность значительное влияние оказывает качество заправки ГСМ. К процессу заправки предъявляется ряд специфических эксплуатационных требований. К ним можно отнести:

1. обеспечение соответствия количества и качества заправляемых ГСМ установленным нормам или расчетам при подготовке ЛА к вылету;
2. обеспечение соответствия заправляемых веществ по физико-химическим свойствам, указанным в паспортах, требованиях ГОСТов и инструкций по эксплуатации данного типа ЛА;
3. отсутствие механических примесей (загрязнений, влаги, кристаллов льда и др.) в заправляемых ГСМ:
 - предохранение от попадания механических примесей, воды в ГСМ в процессе их заправки;
4. качественное выполнение своих должностных обязанностей (в соответствии с руководящими документами МГА) всех лиц [заправщик службы ГСМ, авиатехник АТБ, бортинженер (бортмеханик)] по соблюдению правил заправки, правил пожарной безопасности (наличие средств пожаротушения, заземление ЛА, заправочного средства, металлизация изделий топливной системы ЛА и др.):

– своевременный контроль качества заправляемых ГСМ по паспорту, сливу отстоя и др;

– устройства открытой заправки должны обеспечивать возможность непрерывного заполнения нескольких групп баков топливом при подаче заправочного устройства 5000 л/мин;

5. в случае перелива топливо не должно попадать на агрегаты ЛА:

– система закрытой (централизованной) заправки должна обеспечивать заправку и дозаправку топливной системы ЛА в целом и любой группы баков;

– при применении закрытой системы заправки должны быть обеспечены надежность контроля заправки каждой группы баков и предохранение их от переполнения;

– заборные штуцера на ЛА для заправки должны располагаться в удобных для работы местах, а заправочные трубопроводы и шланги – обеспечены устройством быстрой откачки топлива после заправки;

6. обеспечение герметичности топливной системы ЛА и системы заправки, что исключает возможность воспламенения топлива при заправке от разрядов статического электричества, при разрушении электроагрегатов или нарушении правил заправки (открытая заправка запрещается при сильном ветре с пылью, дожде, а при газовых разрядах запрещается открытая и закрытая заправка ЛА топливом).

11.2. ЗАПРАВКА ЛА ГСМ, СПЕЦЖИДКОСТЯМИ И ГАЗАМИ

Заправку ЛА ГСМ производят с помощью стационарных централизованных заправочных систем аэропортов, специальных машин (топливозаправщиков – ТЗ или маслозаправщиков – МЗ) и других заправочных средств, которые располагают не ближе 5 м от крайних точек ЛА. Заправочные средства должны быть оборудованы исправными и чистыми фильтрующими и раздаточными устройствами. Крышки фильтров и заливные горловины должны быть опломбированы (после контроля специалистами службы ГСМ).

Топливозаправщики могут выполнять несколько операций: заполнять собственную цистерну топливом; транспортировать топливо; заправлять ЛА фильтрованным топливом из своей и посторонней емкости; перекачивать топливо из одной емкости в другую, минуя свою цистерну; перемешивать топливо в цистерне. Применяют топливозаправщики типов ТЗ-200, ТЗ-22, ТЗ-22А (таблица 11.1) (оснащенные системой азотирования заправляемого топлива) и др. Насыщение топлива азотом снижает количество растворенного в топливе свободного кислорода, что снижает пожарную опасность, повышает термоокислительную стабильность топлива. ТЗ большой емкости изготавливают в виде специальных полуприцепов с расположением кабины, агрегатов и управления на полуприцепе за цистерной или на тягаче за кабиной водителя. Независимо от класса все ТЗ оборудованы фильтрующими системами, противопожарным оборудованием и специальными расходомерами топлива.

Таблица 11.1

Основные характеристики топливозаправщика ТЗ-22

Шасси автомобиля	КрАЗ – 258Б1
Вместимость цистерны, дм^3	22000
Подача раздаточной системы, $\text{дм}^3/\text{мин}$:	
одним рукавом	500
двумя рукавами	1000
Рукава раздаточные:	
число, шт.	2 (2)
диаметр, мм	50 (76)
длина, м	20 (15)
Максимальное рабочее давление в раздаточной системе, Мпа	0,5
Тонкость фильтрации, мкм	5...8

Заправка ЛА топливом может производиться открытым способом (через заливные горловины, которые после заправки следует тщательно закрывать пробками), и закрытым – через заправочные штуцера. При закрытой заправке распределение топлива по бакам и контроль процесса заправки осуществляется по приборам на специальном пульте путем автоматического или

ручного управления заправкой при включенной сети постоянного и переменного тока. Для соблюдения мероприятий пожарной безопасности запрещается включать электрические механизмы, не связанные с процессом заправки.

Контроль качества фильтрации топлива фильтрами топливозаправщика осуществляют по перепаду давления на фильтрах тонкой очистки. При неполной заправке заполнение баков производят на ряде ЛА в порядке, обратном выработке топлива. Масса заправляемого топлива в баках должна быть такой, чтобы оставался некоторый незаполненный объем для возможного температурного расширения топлива.

Маслозаправщики могут выполнять те же операции, что и ТЗ. Но кроме этого, они могут обеспечить циркуляцию масла по замкнутому контуру, производить подогрев масла в своей емкости и заправку подогретым маслом (табл.11.2). Если масса заправляемого топлива рассчитывается исходя из условий выполнения конкретного рейса, то масса заправляемого масла нормируется для каждой маслосистемы двигателя конкретных типов ЛА.

Таблица 11.2

Основные характеристики маслозаправщика МЗ-66А

Шасси автомобиля	ГАЗ-66
Полезный объем емкости, л	900
Полная масса, кг	5800
Габаритные размеры, мм	5820 x 2322 x 2440
Дорожный просвет (клиренс), мм	315
Время заполнения емкости 900 л при помощи насоса маслозаправщика при температуре масла 15-20°C, мин	10
подача раздаточной системы, $\text{дм}^3/\text{мин}$, при температуре масла 85°C:	
через один рукав	140
через два рукава	170
Время нагревания масла, мин, от 10 до 100°C	25
Применяемые рукава, шт:	
всасывающий – 65 мм, длиной 6 м	1
раздаточный – 25 мм, длиной 10 м	2

При заправке или дозаправке ЛА топливом и маслом обращают внимание на чистоту дренажных трубопроводов. Их закупорка (загрязнением или льдом) может привести к отказу топливной системы или повреждению мягких топливных баков. Топливо и масло перед заправкой подвергают лабораторному анализу, а в день заправки руководитель смены службы ГСМ проводит дополнительный анализ и выдает контрольный талон на ГСМ с разрешением заправки (с указанием даты и времени анализа). Осмотр средств заправки проводят на стоянке возле самолета. Кроме того, качество топлива контролируют методом слива отстоя из заправщика (через 10...15 мин после прибытия на стоянку), из баков самолета после прилета из рейса и баков самолета через 10...15 мин после заправки. При этом сливают из отстойников 0,5...1 л топлива и проверяют его чистоту прибором (типа ПОЗ-Т или др.), специальными индикаторами или визуально, убеждаясь в отсутствии воды, кристаллов льда или механических примесей.

Слив отстоя производят из точек топливной системы, предусмотренных для данного типа ЛА. При обнаружении в отстое воды или механических примесей авиатехник (бортинженер, бортмеханик), начальник смены АТБ совместно с представителем службы ГСМ принимают меры по выявлению причин появления и по удалению примесей и воды вплоть до полной замены топлива в баках ЛА.

В процессе подготовки ЛА к вылету производится заправка (зарядка) специальными жидкостями, водой и газами, используемыми в системах ЛА в качестве рабочего тела, до потребного объема (массы), давления в соответствии с регламентом технического обслуживания и РЛЭ ЛА данного типа.

Дозаправка баков гидравлической системы современных ЛА проводится чистой, профильтрованной жидкостью, например АМГ-10, как правило, закрытым способом (от установок типа УПГ). Перед заправкой и дозаправкой гидробака стравливают давление воздуха в системе наддува до нуля. Объем жидкости в баках гидравлических систем нормируется для каждого типа ЛА и контролируется при ТО с учетом температуры наружного воздуха и наличия (или отсутствия) давления в системе.

На спецжидкости, дистиллированную воду и газы, подаваемые для заправки (зарядки) систем ЛА, соответствующие службы авиапредприятия представляют контрольный талон (паспорт) с записью о проведенном контроле и соответствии ГОСТу (если это предусмотрено нормативной документацией). Одновременно проверяется документация (формуляры, контрольные талоны) на средства заправки, где указываются даты заполнения средств жидкостью (газом) и контрольного осмотра средств. Емкости с жидкостями (газами) должны быть окрашены в стандартный для данной жидкости (газа) цвет, иметь соответствующую маркировку и надпись наименования жидкости (газа). Зарядка емкости и систем газами должна проводиться через специальные приспособления с редуктором и манометром.

11.3. ВЛИЯНИЕ ОБВОДНЕНИЯ ГСМ НА РАБОТОСПОСОБНОСТЬ СИСТЕМ ЛА

Если механические примеси в ГСМ могут привести к отказу агрегатов топливной (масляной) системы, то наличие воды существенно ухудшает свойства этих ГСМ. Отрицательное влияние воды на свойства ГСМ зависит от ее количества в топливе (масле), состояния, в котором она находится, а также химического состава топлива (масла).

В авиационных топливах вода ухудшает низкотемпературные свойства снижает прокачиваемость, понижает температуру начала кристаллизации, приводит к замерзанию фильтров (рис.11.1), понижает термоокислительную стабильность топлив, повышает их коррозионную активность (учитывая наличие в ГСМ органических и неорганических соединений), способствует росту загрязненности топлив механическими частицами, продуктами окисления и микроорганизмами, а также ухудшает противозносные свойства.

Вода в авиационных маслах приводит к ухудшению их смазывающей способности, усилению коррозионного воздействия масел на металлы, активизации окисления углеводородов, входящих в масло, образованию веществ, ухудшающих свойства масел, а при повышенных температурах может в ряде систем

привести к интенсивному пенообразованию и выбросу части масла через дренажную систему.

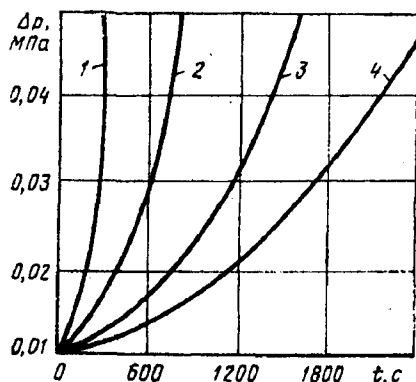


Рис.11.1. Интенсивность забивки фильтров кристаллами льда с тонкостью фильтрации 12...16 мкм при содержании воды в топливе (по массе):

1 — 0,0214%; 2 — 0,01%;
3 — 0,0056%; 4 — 0,0048%

В процессе хранения, транспортирования, заправки и применения топлива и масла обводняются. При этом попавшая в них влага может находиться в разных видах: в растворенном и эмульсионном состояниях; в виде отстоя (при отрицательных температурах в виде кристаллов льда) и в химически связанном виде, если в результате реакции ГСМ с водой образуются гидраты.

В растворенном состоянии в жидких углеводородах вода может находиться от 0,003 до 0,12% в интервале температур 0...40°C.

Растворимость воды в ГСМ увеличивается с ростом температуры, атмосферного давления, влажности окружающего воздуха (рис.11.2) и зависит также от химического состава и молекулярной массы топлива (масла). Основным источником обводнения ГСМ является атмосферная влага, содержащаяся в воздухе в виде водяных паров. Между водой, растворенной в ГСМ, и атмосферной влагой существует динамическое равновесие, которое наступает сравнительно быстро при контакте ГСМ с влажным воздухом. Именно поэтому при наборе высоты, снижении давления и температуры часть растворенной воды не успевает выделиться в атмосферу и образует микрокапли по объему топлива.

Свободная вода может образоваться в ГСМ при их контакте с влажным теплым воздухом, конденсируясь на поверхности холодного топлива (масла), а также вследствие конденсации ее из воздуха на охлаждаемых окружающим воздухом стенках бака в надтопливном пространстве (при этом на стенках бака может образоваться и иней).

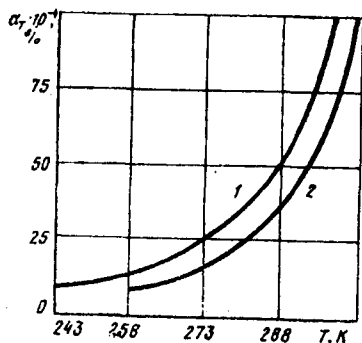


Рис.11.2. Зависимость содержания воды в топливе ТС-1 от температуры воздуха при относительной влажности $\Psi_v=100\%$ (1) и $\Psi_v=75\%$

Учитывая значительное отрицательное влияние воды на свойства ГСМ и работоспособность изделий функциональных систем (топливной, масляной, гидравлической) ЛА, для удаления воды и предотвращения образования льда в авиационных топливах и маслах применяются разнообразные методы.

Для удаления воды из ГСМ применяют различные методы: вымораживание топлива; отстаивание в специальных отстойниках или отделение воды с применением центрифуг; обезвоживание топлива электрическим полем (иногда совместно с центробежным способом); обезвоживание путем массообмена — перехода влаги из топлива в охлажденный воздух (азот) и достижения ее динамического равновесия: фильтрационные методы с применением специальных пористых перегородок; методы, основанные на явлении адсорбции ряда веществ и поглощении растворенной воды и др.

Предотвращение образования льда в топливных баках и функциональной системе ЛА может производиться также разными методами. Наибольшее распространение получил один из физико-химических методов — добавление в топливо перед за-

правкой антиобледенительных присадок и теплофизический – подогрев топливных фильтров ЛА. Вводимые в топливо присадки хорошо растворяют воду, растворяются в топливе и повышают растворимость воды в топливе. При этом образуются смеси воды и присадок с пониженной температурой замерзания, что предотвращает возникновение в топливе кристаллов льда при отрицательных температурах.

В качестве таких присадок применяются этилцеллозольв (условное наименование – жидкость И) и тетрагидрофурфуриловый спирт (жидкость ТГФ). Масса жидкости, добавляемой к топливу (смешение с топливом производится в резервуарах или топливозаправщиках), зависит от температуры окружающего воздуха, типа самолета, продолжительности его полета и регламентируется соответствующими инструкциями (обычно составляет 0,1...0,3% по объему).

Для предотвращения образования кристаллов льда в топливе в последние годы применяют подогрев фильтров или других участков топливной системы ЛА, наиболее уязвимых для кристаллов льда. Применяются различные подогреватели топлива: теплообменники, в которых теплоносителем является горячий воздух от двигателя, топливо-масляные радиаторы и др.

Применение различных методов удаления воды из топлива (наземных), подогрева элементов топливной системы (в полете), подкачивающих насосов струйного типа, повышенный контроль качества топлива в службе ГСМ позволяют на ряде ЛА отменять такую весьма трудоемкую операцию, как слив отстоя топлива из баков, особенно при наличии большого числа точек слива.

Глава 12. СРЕДСТВА МЕХАНИЗАЦИИ ПРОЦЕССОВ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

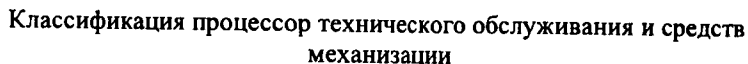
12.1. КЛАССИФИКАЦИЯ ПРОЦЕССОВ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ И СРЕДСТВ МЕХАНИЗАЦИИ

Проблема механизации и автоматизации процессов технического обслуживания ЛА – одна из наиболее важных в общем комплексе задач, решаемых ИАС. Это объясняется увеличением объемов авиаперевозок и работ по применению авиации в народном хозяйстве, усложнением поступающей на эксплуатацию новой АТ, увеличением объемов работ по техническому обслуживанию и подготовке ЛА к полету.

Среди большого числа факторов, оказывающих влияние на производительность труда, важнейшее значение имеет механизация и автоматизация производственных процессов. В настоящее время применяется большое число различных машин, механизмов и оборудования при выполнении технического обслуживания ЛА. Процессы технического обслуживания и соответственно средства механизации по своему назначению можно подразделить на группы.

Для механизированной заправки ЛА топливом, маслом, водой и другими жидкостями применяются заправочные машины и устройства. Они имеют емкости для размещения соответствующих жидкостей, насосы, фильтры, раздаточную и контрольно-измерительную аппаратуру. В подавляющем большинстве заправочные машины выполняются самоходными, их цистерны и специальное оборудование монтируются на шасси автомобилей. Имеются, однако, и такие ^{“б”}машины, у которых цистерны и заправочное оборудование смонтированы на несамоходных шасси, транспортируемых тягачами.

Расходы масла современных авиадвигателей, а следовательно, и вместимости баков масляных систем сравнительно малы, а поэтому и вместимости котлов маслозаправщиков также невелики (табл.).



В зимнее время при низких температурах окружающей среды требуется заправлять ЛА подогретым маслом, для чего в маслозаправщике имеется система подогрева.

Для заправки систем водоснабжения ЛА технической водой применяются специальные самоходные машины, которые также используются для мойки ЛА и удаления льда с их поверхностей. Эти машины оснащены подогревательными устройствами по типу маслозаправщиков для подогрева воды и емкостями со спецжидкостями.

На некоторых новых типах ЛА имеются системы питьевой воды. Для закрытой их заправки и слива воды применяются специально разработанные машины типов МВ-1 и МВ-2. Цистерна машины имеет две секции вместимостью по 2 м³ каждая. Одна из них предназначена для воды, заправляемой в ЛА, а другая для ее слива. Все специальное оборудование размещено на шасси ЗИЛ-130.

В процессе эксплуатации ЛА находят широкое применение различные виды газов в сжиженном и газообразном состоянии (сжатый воздух, азот, кислород, углекислый газ и др.). Для получения сжатого воздуха, который в большом количестве используется на каждом авиапредприятии, имеются компрессорные станции высокого давления (АКС-8, У КС-400) и низкого давления (КНД-4).

Зарядка систем и агрегатов ЛА сжатым воздухом осуществляется воздухозаправщиками ВЗ-16-230 или ВЗ-20-390. Двадцать баллонов со сжатым воздухом и вся аппаратура смонтированы на автомашине ЗИЛ-131.

Для зарядки бортовых кислородных систем ЛА используются автомобильные кислородно-заправочные станции АКЗС-75. Специальное оборудование, размещенное в теплоизолированном кузове автомобиля ЗИЛ-130, включает батарею кислородных баллонов, дожимающий компрессор, кислородный холодильник, коммуникационную систему, осушитель и щит управления. Зарядка бортовой системы осуществляется методом перепуска кислорода и с помощью дожимающего компрессора, приводимого в действие от автомобильного двигателя. В зимнее время при низких температурах воздуха для обеспечения надежного запуска силовые авиационные установки подогревают-

ся. Наибольшее распространение получил метод их подогрева горячим воздухом от различного типа подогревателей.

В последнее время получили широкое распространение подогреватели калориферного типа, в которых воздух, забираемый вентилятором из окружающей среды, нагревается, проходя через горячий калорифер. Последний нагревается горячими газами горелки.

В связи с широкой номенклатурой ЛА, применяемых в гражданской авиации, а следовательно, и силовых установок на эксплуатационных предприятиях находят применение различные типы подогревателей.

В целях экономии ресурса бортовых систем запуска двигателей, а также для контроля АиРЭО применяются аэродромные источники энергии. Большинство современных ЛА имеют воздушные системы запуска двигателей. В качестве наземных средств запуска этих двигателей применяются установки типов УВЗ и УВЗ-2. Более универсальной является установка воздушного запуска УВЗ-2. Она обеспечивает не только подачу сжатого воздуха для раскрутки ротора двигателя, но и электропитание бортовых систем постоянным и переменным током. Все оборудование УВЗ-2 размещено в автомашине УАЗ-452. Оно включает: ГТД ТА-6А, два генератора постоянного тока, генератор переменного тока, четыре аккумулятора для запуска ТА-6А.

В настоящее время в аэропорту г. Ташкента используется устройства воздушного запуска MSU 200 западного производства (Mak System Gesellschaft mbH SYSTEM MANUAL MSU 200), дизельный тягач Комет 3 и тягач F180 для самолетов.

Впускной воздух поставляется к воздушному судну посредством противотеплового шланга, который защищен с внешней стороны против механического повреждения. Достаточный шланг прикреплен к Точке Наземного Обслуживания посредством стандартного соединения (ISO 2026-1474).

Входящий воздух, используемый для запуска основного двигателя, генерируется компрессором турбины. Контрольный клапан пропускного воздуха контролирует воздушный поток к воздушному судну. Электрическое управление осуществляется цифровым полным контролем двигателя (рис.12.1, 12.2).

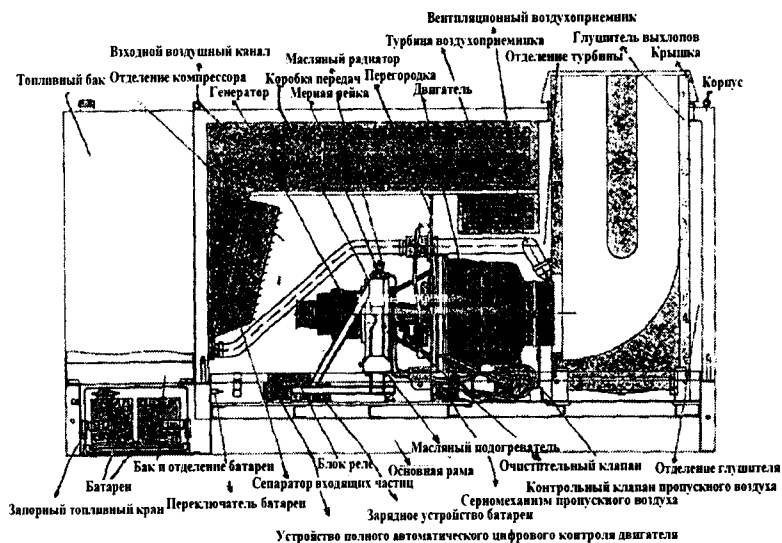


Рис. 12.1. Устройства воздушного запуска (лицевая сторона)

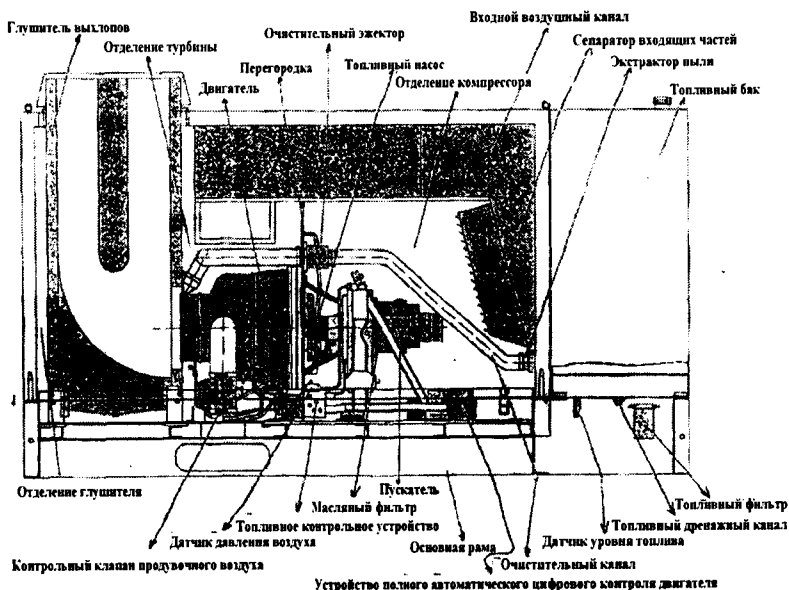


Рис. 12.2. Устройства воздушного запуска (обратная сторона)

Панель управления (только для УЗМ 200) состоит из следующих компонентов:

- Кнопка аварийного останова «STOP».
- Основной переключатель «вкл./выкл.» (OFF/ON).
- Кнопка «ЗАПУСК».
- Кнопка «ВОСПРОИЗВЕДЕНИЕ».
- Лампа «НЕИСПРАВНОСТЬ».
- Кнопка «ВПУСКНОЙ ВОЗДУХ».
- Дисплей.
- Потенциометр «DIMMER».

Дисплей воспроизводит из различных операционных данных, и в случае неполадки, указание отказа встроенного оборудования.

Контроль и управление запуском и эксплуатацией устройства осуществляется посредством устройства полного цифрового контроля двигателя со встроенным оборудованием. Любые неполадки или отказы, происходящие в результате отключения системы воспроизводится встроенным оборудованием с помощью простого текста на дисплее.

Рабочие режимы

Турбина достигает назначенной скорости в течении 30 секунд после запуска устройства. После дополнительных 120 секунд, турбина уже готова принять нагрузку. В случае когда температура масла достигает 60° раньше назначенного времени, при завершении предварительного нагревания можно подавать нагрузку к устройству. Мигание в кнопке «START» меняется на постоянное свечение. После нажатия кнопки «BLEED» (входящий воздух), устройство автоматически переключается на режим Запуска Основного Двигателя. В данном режиме устройство Полного Цифрового Контроля Двигателя подавляет все безопасные характеристики отключения УЗМ, кроме тех которые относятся к повышенной скорости, пониженной скорости, отказу датчика скорости. В случае появления отказа, воспроизводится соответствующее сообщение об отказе на дисплее. Положение створки внутри контрольного клапан пропускного воздуха контролируется температурой выпускного газа. Турбина переключается на режим системы контроля за окружающей средой

после 180 секунд в режиме запуска главного двигателя; все характеристики безопасного отключения переключателей Полного Цифрового Контроля Двигателя повторно приводятся в активное положение. Устройство автоматически устанавливается обратно в режим Запуска Главного Двигателя, в случае если устройство Полного Цифрового Контроля Двигателя обнаруживает упадок давления в канале входящего воздуха (открытие клапана на пускателе турбины воздушного судна осуществляется пилотом).

Описание функций

Воздух сгорания для турбинного газа входит в компрессорное отделение турбины через специально исполненный воздушный ввод – который также выполняет функции Сепаратора Входящих Частиц и глушителя – и охлаждает компоненты внутри отделения компрессора. Воздух входит в компрессор турбины и выполняет функции рабочего тепла в турбине или используется в качестве впускного воздуха, поставляемого к воздушному судну.

Любые частицы, отделенные от воздушного ввода посредством Сепаратора Входящих Частиц, очищаются впускным воздухом ведомым очистительным эжектором и разгружается в выхлопах.

Выхлопной газ входит в термический расцепленный глушитель через эжектор, которые расположены в отделении глушителя. Пониженное давление, производимое этим эжектором используется для вентиляции отделения турбины свежим воздухом. Исполнение контейнера позволяет полное применение характеристик турбины путем сокращения установочных потерь в воздушном вводе и выхлопной системе, а также сокращения прогревания компрессора пропускного воздуха.

Технические данные устройства воздушного запуска MSU 200

Производительность воздуха

от компрессора

204 ppm (1.54 kg/c)*

Давление воздуха от компрессора

56 psia (3.86 bar abs)*

Температура воздуха от компрессора	420° F (215° C)*
Пределы рабочей температуры	-4° F по +95° F*** (-20° C по +35° C)
Уровень высоты	6500 ft (2000 м)
Уровень окружающего шума	87 dB (A) при 23 ft (7м)***
Рабочее напряжение	24 V DC
Батареи	100 Fh, не нуждается в ремонте
Бак	около 106 гал (400 л)
Опционный бак	около 159 гал (600 л)
Потребление топлива	около 45 гал/ч (170 л/ч)
Основные размеры (основной вариант)	
Длина	110.2 in (2.62 м)**
Ширина	35.4 in (0.9 м)**
Высота	65 in (1.65 м)**
Вес (без топлива, места хранения шланга и соединяющих рам)	Ca. 2430 lb (1100 кг) * при 15° C (59° F) над уровнем моря/без монтажных потерь
	** без транспортного средства
	*** без дополнительного оборудования
	**** измерено согласно DIN ISO 6926.

Дизельный тягач Комет 3

Дизельный тягач Комет представляет собой эксклюзивно сконструированное устройство для буксировки технологического оборудования и систем, не имеющих своего собственного двигателя, таких как прицепы, транспортные стеллажи, грузовые платформы на колесах, вагоны, низко-погрузчики и т.п., и является идеальным средством для буксировки и маневрирования автотранспорта в аэропортах и всех видах промышленности.

В основном дизельный тягач Комет используется как транспортер грузов и багажа.

Дополнительное оборудование и специальные монтируемые приспособления делают возможным адаптировать дизельный тягач Комет к любым требованиям заказчика. Приведение и движение дизельного тягача Комет осуществляется дизельным

двигателем с автоматической коробкой передач и задней полуосью. Гидравлический вакуум с двухконтурной тормозной системой имеет дисковый тормоз для передних колес и колодочный тормоз для задних колес. Только один водитель/оператор требуется для вождения и эксплуатации машины.

Тягач F180 для самолетов

Для буксировки самолетов в настоящее время используется тягач F180 (рис.12.3).

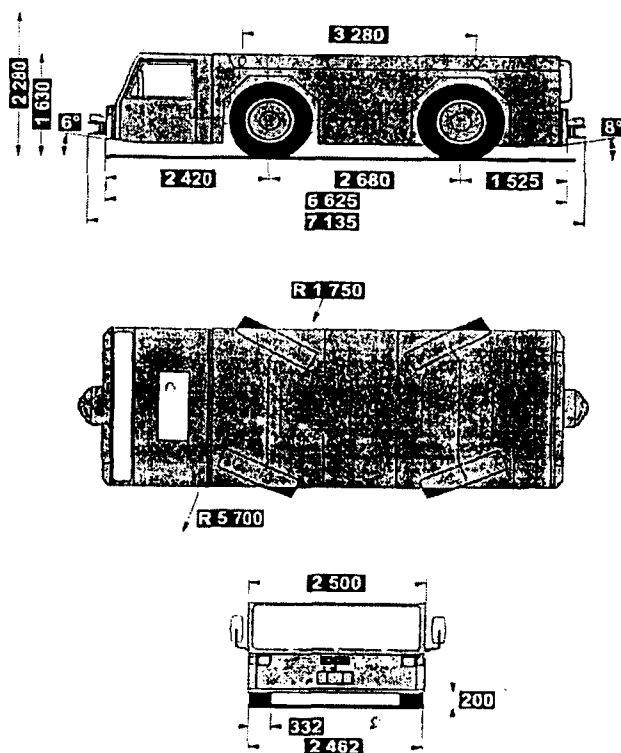


Рис. 12.3. Общий вид самолетного тягача F180.

Технические параметры

Допустимый общий вес	24000 кг	
Уровень стационарного звукового давления		>70 dBA

Тяговое усилие (при трогании с места) 165кН
Скорость 0-30 км/час

Основные узлы

Двигатель

Изготовитель: DEUTZ
Тип: BF6M 1013EC; 6-цилиндров,
турбокомпрессор с охлаждением
всасываемого воздуха
Охлаждение: Жидкостное
Потребляемая электроэнергия
(по стандарту ФРГ DIN 70020): 157 кВт при 2300 мин⁻¹

Коробка передач

Тип: FUNK-коробка 2233
Переключение передач: Электро-гидравлическое
Передачи: 3 вперед, 3 назад

Мосты / Колеса

Изготовитель: Kessler & Co.
Тип: D-71
Статическая нагрузка: 35000 daN/ на каждый мост
Динамическая нагрузка: 12000 daN/ на каждый
мост (при 40 км/час)
Шины: Semperit-I 2.00 R14 TOP STEEL
Давление колес: 10,0 бар

Диапазон скоростей

Передача	Вперед	Назад
1	0-6 км/час	0- 6 км/час
2	0-14 км/час	0-14 км/час
3	0-32 км/час	0-32 км/час

Для запуска двигателей, раскрутка роторов которых осуществляется электростартерами, а также электропитания бортовых систем ЛА в наземных условиях находят широкое применение самоходные агрегаты типа АПА (АПА-50, АПА-50М и др.). Их специальное оборудование смонтировано в кузовах автомоби-

лей, которое включает источник постоянного и переменного тока, комплект силовых кабелей, контрольно-измерительную аппаратуру.

В последнее время на ряде аэродромов места стоянки ЛА на перронах и предангарных площадках оборудуются стационарными источниками электропитания постоянным и переменным током. Это позволяет отказаться от использования автомобилей АПА, исключить скопление автотехники у мест обслуживания ЛА, снизить шум и загазованность окружающей среды.

Для подъема ЛА при техническом обслуживании, замены двигателей и других крупногабаритных и тяжелых агрегатов используется большое число различных грузоподъемных средств: самоходные и несамоходные краны, гидравлические и механические подъемники, гидравлические домкраты, лебедки, тали, кран-балки, электрические тельферы, пневмотканевые подъемники и др. Все они находят свое применение при выполнении вполне определенных видов работ. Так, для подъема ЛА применяются гидроподъемники, грузоподъемность их определяется типом ЛА, для которого они предназначены. Самоходные и несамоходные краны обычно используются при замене двигателей и других крупногабаритных агрегатов, когда работы выполняются в неангарных условиях.

В оборудованных ангарах эти работы выполняются с использованием кран-балок, тельферов, лебедок и другого ангарного оборудования. Для подъема поврежденных ЛА в зависимости от типа и степени их повреждения применяются пневмотканевые подъемники, гидравлические и механические подъемники, самоходные краны. При замене колес на одной из опор шасси, когда нет необходимости вывешивать на подъемниках весь самолет, широко используются гидравлические домкраты.

Для экономии топлива, ресурса двигателей, а также защиты окружающей среды от шума и загрязнения воздуха вместо руления рекомендуется применять буксировку ЛА. Для этого на эксплуатационных предприятиях имеются различные типы тягачей. Многотипность тягачей вызвана зависимостью потребных тяговых усилий P_T от максимальной взлетной массы ЛА Гв.

Мойка ЛА, удаление льда и снега с их поверхности в зимнее время до настоящего времени продолжают оставаться трудоем-

кими работами и механизированы недостаточно. Сложность форм поверхности ЛА затрудняет создание моечных машин, которые могли бы обрабатывать полностью весь ЛА. В связи с этим применяемые в настоящее время моечные машины типа МНС-1 моют лишь часть поверхности ЛА, а оставшуюся часть моют щетками вручную. Задача механизации мойки ЛА не снята с повестки дня.

Для удаления льда и снега с поверхностей в качестве средств механизации применяются тепловые обдувочные машины, изготовленные силами эксплуатационных предприятий. Однако этих машин еще недостаточно, да они еще и не в полной мере отвечают предъявляемым требованиям. Поэтому и удаление обледенения во многом производится вручную с применением жидкости «Арктика» и горячей воды. Для нанесения жидкости «Арктика» на поверхность ЛА в настоящее время используется машина типа А-2001 и западная техника типа ЭЛЕФАНТ (ELEPHANT).

Кроме перечисленных выше производственных процессов и средств их механизации, на эксплуатационных предприятиях при техническом обслуживании ЛА находят применение еще многие другие машины и механизмы. Так, для проверки работоспособности, опрессовки и дозаправки гидравлических систем ЛА применяют универсальные подвижные агрегаты УПГ-63, УПГ-300, УПГ-300-400, а для самолетов типа Ил-86 – УПГ-300НГЖ. Для заправки водой, очистки и промывки сливных баков и заправки химической жидкостью баков туалетов используют ассенизационные машины АС-154 и АС-161, специальное оборудование которых смонтировано на шасси ЗИЛ-130. Обслуживание высоко расположенных частей ЛА производится с использованием ряда несамоходных и самоходных площадок и платформ типов А-1103, ТС-8, СП-6, СПО-15, А-1102.

Для кондиционирования воздуха в кабинах ЛА на земле используют бортовые средства и самоходные кондиционеры типов АКВ-30/120 и АКВ 80/180.

Наряду с самоходными и несамоходными средствами механизации в последнее время стали внедряться стационарные средства механизации технического обслуживания. К ним относятся доки, системы централизованной заправки топливом, по-

догрева двигателей, обеспечения электроэнергией и др. Док представляет собой комплекс стационарных сооружений, который создается, как правило, для технического обслуживания одного типа ЛА. В случае применения стандартизированных и унифицированных элементов конструкции доки легко могут быть переоборудованы для обслуживания других типов ЛА. Доки сооружают с таким расчетом чтобы с их площадок обеспечивался удобный подход ко всем частям, узлам и деталям ЛА, подлежащим техническому обслуживанию.

Док оснащается механизмами для замены двигателей, гидравлическими и электрическими домкратами для подъема ЛА при обслуживании органов приземления, установками и стендами для проверки герметичности кабин, органов управления, гидравлической и воздушной систем, электрического и радиотехнического оборудования и т. п. Вблизи дока предусматриваются помещения или площадки для предварительного монтажа силовых установок, а также стенды и лаборатории для обслуживания и проверки съемного оборудования ЛА. В доки подводится электроэнергия, сжатый воздух, канализация, вода, газ и обеспечивается радиотелефонная связь его со службами аэропорта. Для обеспечения хорошего подхода к высоко расположенным частям ЛА (хвостовое оперение самолета) платформы дока выполняются многоярусными. Все платформы и площадки дока для безопасности работы ограждают металлическими перилами.

12.2. РАСЧЕТ УРОВНЯ МЕХАНИЗАЦИИ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ЛА

Основными показателями, позволяющими оценить состояние механизации технического обслуживания, являются: уровень механизации производственного процесса; уровень механизации процесса труда; степень использования средств механизации.

С помощью этих показателей оценивается достигнутый уровень механизации путем сравнения трудоемкостей выполненных операций технического обслуживания механизированным способом и вручную. К ручным относятся операции, вы-

полняемые с помощью простейших орудий труда и инструментов (ключи, отвертки и т. п.) без применения машин и механизмов. К механизированным относятся операции, основные приемы которых выполняются машинами, механизмами и аппаратами.

Уровень механизации производственного процесса представляет собой отношение приведенной к ручному труду суммарной трудоемкости механизированных работ к общей трудоемкости процесса обслуживания, выраженной в нормах ручного труда:

$$U_M^{np} = \frac{\sum_{i=1}^e [(T_{iMM} - T_{iMM} K_{i1}) K_{i2} + T_{iMM} K_{i1}]}{\sum_{i=1}^e [(T_{iMM} - T_{iMM} K_{i1}) K_{i2} + T_{iMM} K_{i1} + T_{ipm}] + \sum_{i=e+1}^n T_{ipyu}^{on}}$$

где T_{iMM} – трудоемкость работ, выполняемых исполнителями, занятыми механизированным трудом на i -й механизированной операции; T_{ipm} – трудоемкость ручных работ, выполняемых исполнителями, занятыми механизированным трудом на i -й механизированной операции; T_{ipyu} – трудоемкость i -й операции, выполняемой вручную без применения машин и механизмов; K_{i1} – коэффициент, учитывающий оставшийся ручной труд исполнителей, занятых выполнением механизированных работ на i -й механизированной операции; K_{i2} – коэффициент перевода механизированного труда в ручной (коэффициент эффективности средств механизации) на i -й механизированной операции; e – число механизированных операций из n операций, составляющих процесс.

Уровень механизации производственного процесса характеризует техническую оснащенность той или иной технологической схемы и не отражает качественную сторону механизации. Но процесс развития механизации заключается не только в том, что машинная техника вытесняет ручной труд из основных операций технического обслуживания, а и в постепенной замене ручного труда механизированным на вспомогательных работах.

Поэтому важно определить не только факт механизации, но и степень, глубину ее осуществления.

Значение этой качественной стороны развития механизации можно характеризовать другим показателем – уровнем механизации процесса труда.

Уровень механизации процесса труда представляет собой отношение затрат труда, высвобожденных в результате механизации процесса, к общим затратам ручного и механизированного труда, приведенного к ручному:

$$U_M^{np} = \frac{\sum_{i=1}^e (T_{iMM} - T_{iMM} K_{i1}) K_{i2}}{\sum_{i=1}^e [(T_{iMM} - T_{iMM} K_{i1}) K_{i2}] + T_{iMM} K_{i1} + T_{ipm} + \sum_{i=e+1}^n T_{iprych}^{on}}$$

Сравнение уровня механизации процесса труда с показателем механизации производственного процесса позволяет заметить, что если последний характеризует собой долю механизированного труда в общей трудоемкости производственного процесса, то первый в дополнение к этому дает еще и характеристику этого механизированного труда. Он показывает долю машинного труда в рассматриваемой механизированной операции.

Степень использования средств механизации характеризует объем (долю) машинного труда при выполнении механизированной работы рассматриваемой операции:

$$C_{Mi}^{on} = \frac{T_{маш}^{on}}{T_{мех}^{on}} = \frac{(T_{iMM} - T_{iMM} K_{i1}) K_{i2}}{(T_{iMM} - T_{iMM} K_{i1}) K_{i2} + T_{iMM} K_{i1}}$$

Из изложенного выше можно установить, что уровень механизации труда равен уровню механизации процесса, умноженному на степень использования средств механизации для рассматриваемой операции.

12.3. РАСЧЕТ ПОТРЕБНОГО ЧИСЛА СРЕДСТВ МЕХАНИЗАЦИИ

Основное требование при расчете необходимого числа средств механизации ТО – обеспечение регулярности вылетов в наиболее загруженные периоды времени. Однако не следует допускать и завышения числа средств механизации, так как при этом снижается эффективность их использования, а приобретение и содержание лишней техники дорого обходятся эксплуатационным предприятиям.

Методика расчета потребного числа различных типов средств механизации разработана в ГосНИИ ГА. Она предусматривает учет конкретных условий работы эксплуатационных предприятий, включающих интенсивность вылетов (частоту использования средств механизации), оперативное время использования, тип ЛА и применяемые средства механизации, статистические данные конкретных предприятий, характеризующие условия использования средств механизации.

Для расчета потребного числа средств механизации независимо от наименования можно пользоваться следующей обобщенной формулой:

$$N_n = \left(\frac{\lambda T_{\text{ц}}}{60 K_{\text{тг}}} \right) K_3$$

где λ – интенсивность вызова средств или интенсивность самолето-вылетов в часы пик, самолетов/ч; $T_{\text{ц}}$ – время рабочего цикла технологической операции, мин; $K_{\text{тг}}$ – коэффициент технической готовности средств; K_3 – коэффициент учета условий ТО на конкретных предприятиях гражданской авиации.

При определении продолжительности рабочего цикла производственной операции необходимо учитывать особенности выполняемой операции и применяемых средств механизации. В общем случае

$$T_{\text{ц}} = T_p + t_{\text{ж}}$$

где t_p — основное рабочее время непосредственного обслуживания ЛА, мин;

$t_{\text{ж}}$ — вспомогательное время, затрачиваемое на подъезд, отъезд средств механизации, присоединение их элементов, на дозаправку самих средств механизации и т.п.

Основное рабочее время

$$t_p = \frac{\Pi}{A_m}$$

где Π — объем выполняемых работ; A_m — производительность средств механизации.

Коэффициент технической готовности средств механизации определяется с помощью выражения

$$K_{\text{ТГ}} = \frac{T_{\delta}}{(T_{\delta} + T_{\text{р.в.}})}$$

где T_{δ} — средняя наработка средств механизации за рассматриваемый период эксплуатации, ч; $T_{\text{р.в.}}$ — среднее время проведения регламентных и других восстановительных работ, т. е. суммарные простои за тот же период времени.

Значение $K_{\text{ТГ}}$ для различных средств механизации может изменяться в широких пределах. Оно зависит от надежности, эксплуатационной технологичности средств механизации, квалификации личного состава и других факторов. Для большинства средств механизации $K_{\text{ТГ}} = 0,8 \dots 0,95$.

Коэффициент K_z зависит от конкретных условий использования средств механизации на том или ином эксплуатационном предприятии. На него оказывают влияние одновременность вызова средств механизации, место базирования предприятия, климатические и другие местные условия. Поэтому для конкретного авиапредприятия K_z можно определять, пользуясь статистическими материалами по использованию различных средств механизации.

Глава 13. ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВЕРТОЛЕТОВ

13.1. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ НЕСУЩЕЙ СИСТЕМЫ ВЕРТОЛЕТА

На эксплуатируемых в настоящее время вертолетах применяют в основном несущие винты с шарнирным креплением лопастей к втулке. Техническое обслуживание втулки несущего винта (НВ) во многом аналогично ТО силовых и гидромеханических элементов самолетов. Так, при осмотре втулки следует обращать внимание на коррозионное состояние элементов конструкции, отсутствие глубоких забоин, царапин и трещин. При нарушении защитного покрытия элементов конструкции необходимо зачистить пораженные коррозией места, зашлифовать шкуркой и покрыть очищенную поверхность бесцветным лаком. Трещины и наклеп на элементах конструкции втулки НВ недопустимы.

Отличительная особенность конструкции шарнирных втулок НВ – наличие значительного числа подшипников качения, работающих в условиях высоких нагрузок и малых перемещений. Высокая надежность шарнирных соединений обеспечивается оптимальным режимом их смазки, учитывающим как сортность применяемых масел, так и сезонность их использования (в зависимости от температуры наружного воздуха).

Для игольчатых подшипников осевых шарниров и подшипников рычагов поворота лопастей независимо от температуры наружного воздуха используют консистентную смазку ЦИАТИМ-201-(203). Подшипники в полостях вертикального и горизонтального шарниров при температурах наружного воздуха до -25°C смазываются маслом для гипоидных передач, которое разжижается при температурах наружного воздуха ниже -25°C за счет добавления в него 1/3 объема масла АМГ-10. При повы-

шении температуры выше $+5^{\circ}\text{C}$ необходима замена смеси на масло для гипоидных передач во избежание ухудшения условий смазки подшипников.

Тщательность соблюдения технологии смазочных работ на втулке НВ в значительной степени обеспечивает отсутствие такого распространенного явления, как нарушение герметичности уплотнения масляных полостей шарниров НВ. В процессе эксплуатации вертолетов при значительных колебаниях температур (осенне-зимний, весенне-летний периоды) наблюдаются случаи подтекания смазки по уплотнениям масляных полостей горизонтальных и осевых шарниров. Основными причинами появления течи уплотнения шарниров наряду с их конструктивным несовершенством являются и эксплуатационные причины: перекачка масла в полости шарниров, засорение дренажных клапанов, нарушение резьбовых соединений и уплотнений пробки заправочного отверстия.

Для демпфирования угловых перемещений лопастей в плоскости вращения в современных конструкциях шарнирных НВ используются фрикционные (Ми-4), гидравлические (Ми-2, Ми-8, Ми-6) и пружинно-гидравлические (Ми-26) демпферы вертикальных шарниров (ВШ). Принцип действия демпфера любого типа заключается в поглощении кинетической энергии колебаний лопасти, преобразовании ее в тепловую энергию и рассеивании в атмосферном воздухе. Наибольшее распространение в настоящее время получили конструкции гидравлических демпферов ВШ, принцип действия которых аналогичен любым типам гидродемферов, используемых в самолетных конструкциях.

Учитывая существенное влияние качества функционирования демпфера ВШ на возникновение различных видов колебаний вертолета и, в частности, на возможность возникновения «земного резонанса», необходимо уделять особое внимание контролю его технического состояния. Надежная работа гидравлических демпферов возможна только при отсутствии воздуха в их полости, появление которого возможно при снижении ниже допустимого значения уровня АМГ-10 в компенсационном баке, нарушении герметичности соединительных трубопроводов, а также технологии монтажных работ.

Преимуществом пружинно-гидравлического демпфера (ПГД), применяемого в конструкции втулки вертолета Ми-26, является не только хорошее демпфирование низких частот колебаний лопасти («земного резонанса») и колебаний лопасти с частотой вращения НВ в полете, но и удовлетворительная защита конструкции вертолета от вибраций, создаваемых высокочастотными проходными гармониками НВ. Для реализации указанных преимуществ в конструкции ПГД использована новая схема демпфера — основной демпфирующий гидроцилиндр соединен последовательно с упругими элементами (пружинами) и параллельно с дополнительным гидроцилиндром, демпфирующим перемещение пружин (рис.13.1). Кроме указанных преимуществ, у ПГД в меньшей степени проявляется общий эксплуатационный недостаток гидравлических демпферов — зависимость демпфирующих свойств от температуры жидкости и резкое ухудшение работы при попадании в рабочее тело пузырьков воздуха.

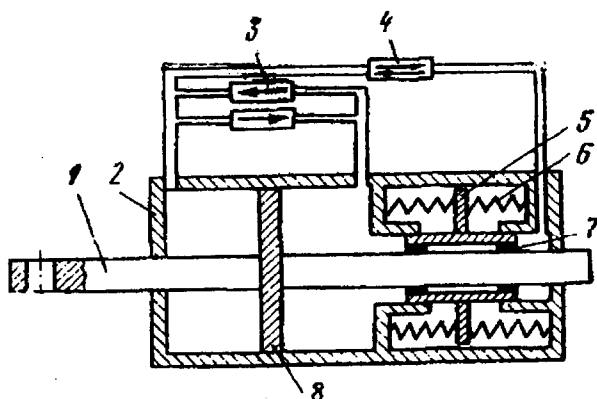


Рис.13.1. Пружинно-гидравлический демпфер:
1 — шток; 2 — корпус; 3 — односторонний дроссельный клапан;
4 — двухсторонний дроссельный клапан; 5 — плавающий шток;
6 — пружина; 7 — антифрикционная втулка; 8 — поршень

Лопасты несущего винта — наиболее ответственные элементы конструкции. Наибольшее распространение на средних и тя-

желых вертолетах получили лопасти цельнометаллической конструкции с цельнотянутым лонжероном. Наиболее распространена конструктивная схема, включающая лонжерон, нервюры, стрингеры и обшивку, т. е. все элементы, характерные для конструктивной схемы крыла самолета. Вместе с тем компоновка лопасти и ее конструктивная схема весьма специфичны вследствие особенностей силового нагружения лопасти вертолета в полете и на земле. Так, для конструкции лопасти наиболее рациональной является схема, в которой все нагрузки – поперечная сила, изгибающий и крутящий моменты, действующие в каждом сечении лопасти, воспринимаются одним силовым элементом – лонжероном. Все остальные элементы конструкции только передают действующие на них аэродинамические силы на лонжерон.

У вертолетов Ми-6, Ми-10, Ми-26 лонжерон изготавливается из высоколегированной стали со специальной термической обработкой. Учитывая высокую функциональную значимость лонжерона, разработана и эффективно применяется система сигнализации повреждения лонжерона, предназначенная для выявления на ранней стадии развития сквозных трещин и повреждений стенок лонжеронов. Конструктивно она реализована за счет герметизации внутренней полости лонжерона, создания в ней незначительного избыточного давления, измеряемого специальным сигнализатором, имеющим визуальную индикацию.

В случае появления трещин давление воздуха в лонжероне падает и выравнивается с атмосферным. Избыточное давление в сильфоне сигнализатора разжимает его и выталкивает ярко окрашенный колпачок сигнализатора, свидетельствующий о разгерметизации лопасти. Лонжерон имеет значительный запас живучести. Так, при возникновении сквозной трещины около 5 мм происходит разгерметизация лонжерона, а опасность его разрушения становится реальной при развитии величины усталостной трещины до 70...100 мм. Все это создает реальные условия для эксплуатации лопастей по состоянию с контролем параметров.

При техническом обслуживании лопастей НВ, кроме проверки (индикации) давления в полости лонжерона, необходимо внимательно осмотреть комлевые участки, носовые и хвостовые части отсеков лопастей. Наиболее распространенными повреж-

дениями и неисправностями при эксплуатации являются их забоины и вмятины от попадания посторонних предметов, раскон-
тривание соединений, абразивный износ передней части лопа-
сти, нарушение клеевых соединений и появление трещин об-
шивки отсеков. Наиболее вероятной зоной появления трещин об-
шивки отсеков является зона на расстоянии 0,75 длины лопа-
сти. Допустимые значения эксплуатационных повреждений и
методы их устранения строго регламентированы.

13.2. РЕГУЛИРОВОЧНЫЕ РАБОТЫ

Регулировочные работы несущей системы проводятся в
случае возникновения повышенной вибрации вертолета («вож-
дение» ручки управления в полете), а также после замены ряда
агрегатов несущей системы. Наиболее распространенной при-
чиной возникновения повышения вибраций, склонности верто-
лета к появлению признаков поперечной «раскачки» при запус-
ке является нарушение соконусности вращения несущего винта.

Движение лопастей несущего винта называется соконус-
ным, если все лопасти движутся по поверхности одного и того
же конуса. Нарушение соконусности вращения несущего винта
при фиксированном положении органов управления – следствие
неравенства аэродинамических сил лопастей несущего винта,
которое приводит к смещению равнодействующей тяги несуще-
го винта от оси вращения и вызывает тряску вертолета.

Неравенство аэродинамических характеристик лопасти уст-
раняется изменением установочного угла лопасти (за счет изме-
нения длины вертикальной тяги поворота лопасти) и изменени-
ем угла отгиба закрылков. Вместе с тем наиболее сложным эта-
пом работ при устранении несоконусности вращения несущего
винта является определение взаимного положения концов лопа-
стей в горизонтальной плоскости вращения винта. При этом
осуществляется замер общего «разброса» (концов лопастей) и
отклонения каждой лопасти относительно расчетной базовой
линии вращения лопастей в горизонтальной плоскости. Одна из
сложных задач, требующих специальных решений, – рас-
познавание каждой лопасти.

По способу замера разброса лопастей и их распознавания различают несколько методов определения соконусности. Так, на легких вертолетах наибольшее распространение получил контактный метод, известный как метод «флага». Эластичный «флаг» с закрепленным слоем бумаги укрепляется на специальной штанге и устанавливается на высоте, равной высоте конуса вращения несущего винта, каждая лопасть которого по законцовке окрашивается в различные цвета (рис.13.2, а). При достижении регламентированных для замера частот вращения НВ штанга подводится к конусу вращения НВ и на флаге фиксируются отпечатки законцовок лопастей (рис.13.2, б). По цвету отпечатка идентифицируется номер лопасти, а разброс отпечатков замеряется.

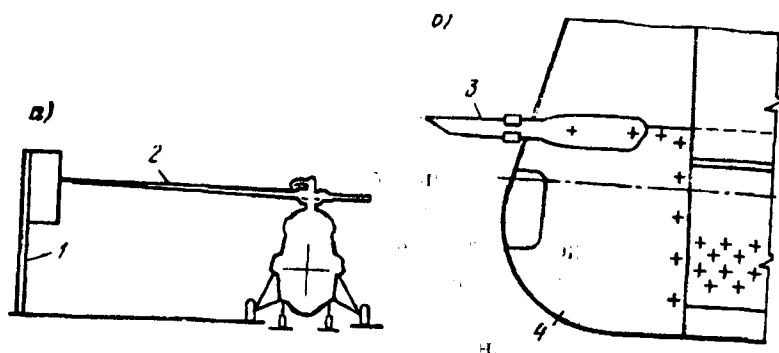


Рис.13.2. Схема проверки соконусности несущего винта с помощью «флага»:

- 1 – штанга; 2 – лопасть несущего винта; 3 – кисточка;
4 – обтекатель лопасти несущего винта.

К недостаткам этого метода можно отнести возможность повреждения лопастей несущего винта штангой, низкий уровень техники безопасности. Достоинство метода – высокая точность получения отпечатков, относительно малая трудоемкость.

Соконусность вращения несущего винта на тяжелых вертолетах определяют фотографированием концов лопастей при вращении винта (на земле и в полете) с помощью специального фотоаппарата, устанавливаемого под углом к оси вращения вин-

та. Относительное положение изображений концов лопастей на фотоленте позволяет определить необходимое регулирование для обеспечения соконусности вращения лопастей. Основное преимущество данного метода – возможность наблюдения конуса вращения несущего винта при различных скоростях полета и высокая культура выполнения работ.

Проверка соконусности с помощью фотоэлемента на отечественных вертолетах не нашла применения из-за сложности методики и оборудования. Сущность метода заключается в том, что специальные фотоэлементы устанавливаются на концах лопастей и имеют электрическую связь с осциллографом. При прохождении осветительной штанги в фотоэлементе генерируется сигнал, который оставляет отметку на экране осциллографа. Протяженность отметки определяется длиной дуги, образуемой между соответствующими точками наклонных штанг.

Если соконусность нарушена, то концы разных лопастей проходят мимо штанг на разных уровнях, длина дуг траектории различных лопастей между штангами будет различна, а следовательно, различна и протяженность отметок на экране осциллографа.

Регулировочные работы систем управления вертолетом включают в себя регулирование управления общим шагом, продольного и поперечного управления вертолетом, хвостовым винтом и стабилизатором. Первые три вида работ производятся при наличии давления в гидросистеме вертолета (если она имеется на вертолете).

Все виды регулирования управления вертолетом осуществляются в соответствии с техническими допусками на данный тип вертолета, указанными в технологии технического обслуживания.

Регулирование системы управления общим шагом заключается в установлении соответствия положения ручки общего шага с положением ползуна автомата перекоса и углами отклонения лопасти несущего винта, а также соответствия показаний указателя общего шага и хода ползуна автомата перекоса.

Регулирование продольного и поперечного управления вертолетом проводится с целью достижения соответствия положе-

ния ручки управления циклического шага с углом наклона кольца тарелки автомата перекоса. Для проведения данной работы применяются специальные приспособления, фиксирующие ручку управления циклического шага в необходимом положении, приспособления для установки угломера и оптический угломер. Регулирование продольного и поперечного управлений заключается в установке ручки циклического шага в нейтральном положении и ее фиксации. Затем проверяют положение штока и гидроусилителей при нейтральном положении ручки, которое должно точно соответствовать техническим условиям, а также соответствие нейтрального положения штоков загрузочных электромеханизмов.

При нейтральном положении ручки управления циклическим шагом проверяют угол наклона тарелки автомата перекоса в продольном и поперечном направлении. Углы наклона должны соответствовать технологическим условиям.

После проверки нейтрального положения регулируют крайние положения ручки (вперед-назад, влево-вправо).

Положению ручки циклического шага должны соответствовать определенные углы отклонения тарелки автомата перекоса и углы отклонения лопастей, обусловленные технологическими условиями данного типа вертолета.

Регулирование системы управления рулевым винтом производится с целью достижения соответствия положения педалей управления с углами отклонения лопастей рулевого винта. Для этого устанавливаются в нейтральное положение и фиксируются педали управления, проверяется выход штока гидроусилителя и хвостового редуктора, которые должны соответствовать ТУ для данного типа вертолета. Далее проверяется соответствие положения педалей и углов отклонения лопастей рулевого винта.

Регулирование системы управления стабилизатором сводится к проверке соответствия положения ручки «Шаг-газ» и углов наклона стабилизатора, обусловленных технологическими условиями для данного типа вертолета.

13.3. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЕТНЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Техническое обслуживание вертолетных силовых установок имеет целый ряд особенностей, обусловленных главным образом конструктивными отличиями (размещением двигателя на вертолете, наличием редукторов и трансмиссий, систем принудительного охлаждения и т.д.) и более жестким режимом эксплуатации.

Установка двигателя на вертолет отличается от установки самолетных двигателей тем, что должно быть предусмотрено определенное положение двигателей относительно редуктора с учетом деформации фюзеляжа в полете. На вертолетах, оборудованных ГТД, замер относительного положения двигателя и редуктора при их монтаже осуществляется специальным приспособлением, устанавливаемым на место трансмиссии двигателя. Регулировка положения двигателя осуществляется перемещением задней регулируемой опоры двигателя и изменением длины тяг крепления передней опоры. Замер соосности ведется по фланцу эластичной муфты с помощью индикаторного приспособления.

Главный редуктор на вертолете – наиболее нагруженный агрегат трансмиссии. Поэтому при техническом обслуживании трансмиссии особое внимание уделяется контролю за наличием, расходом, температурным режимом и чистотой масла в маслосистеме главного редуктора. Изменение состояния масла является наиболее информативным параметром работы главного редуктора. Так, наличие кокса в масле говорит о превышении температурного режима, наличие стружки – о повышенном износе его деталей. На современных силовых установках вертолетов применяются системы регистрации появления стружки, сигнализирующие о начале разрушения деталей трансмиссии двигателя и редуктора.

Применение принудительной системы охлаждения двигателя предъявляет повышенные требования к состоянию дефлекторов обдува, состоянию воздушного тракта вентилятора, системе управления обдувом. Нарушение системы охлаждения может привести к нарушению температурного режима, появлению местных перегревов, к отказу двигателя.

В целом техническое обслуживание вертолетных силовых установок производится теми же методами и с применением аналогичного оборудования, что и при обслуживании самолетных силовых установок. Однако при выполнении работ на вертолетах необходимо учитывать ряд специфических особенностей, связанных с конструктивными отличиями и различными условиями эксплуатации. Так как вертолетные силовые установки эксплуатируются в условиях повышенных вибраций, особое внимание при дефектации силовых установок необходимо уделить состоянию резьбовых соединений и их контровке, герметичности коммуникаций.

Опыт эксплуатации вертолетных ГТД показывает, что на режиме висения вблизи земли или при работе на земле в ветреную погоду возможно забрасывание отработавших газов на вход двигателя, вызывающее повышение температуры поступающего воздуха. Это объясняется разрывом струй отработавших газов встречным ветром и последующим его перемешиванием с воздушными потоками от несущего винта. Устранить полностью данное явление только проведением конструктивных мероприятий невозможно, поэтому при запуске и опробовании ГТД необходимо располагать вертолет против направления ветра. Такое же ориентирование вертолета необходимо для предотвращения ударов лопастей несущего винта о хвостовую балку при их раскрутке.

Опробование двигателя даже на пришвартованном вертолете требует особых навыков, поэтому к его опробованию допускаются лица инженерно-технического состава после специального обучения и получения соответствующих допусков.

Запуск поршневого вертолетного двигателя осуществляется при включенной трансмиссии (без нагрузки), и для предотвращения чрезмерного превышения частоты вращения его ротора необходим тщательный контроль положения рычагов коррекции и «Шаг-газ», которые должны находиться в положении, соответствующем режиму малого газа.

Эксплуатация вертолетов в зонах с повышенной запыленностью воздуха вызывает повышенный износ проточной части газотурбинных двигателей, что вызывает ухудшение их характеристик: уменьшение мощности, увеличение удельного расхода топлива, возникновение помпажа. Абразивные частицы, попадая

в газотурбинный тракт двигателя и двигаясь с большой скоростью по проточной части двигателя, вызывают сильный износ деталей компрессора. Наибольшему износу подвержены рабочие лопатки первых ступеней, износ которых происходит по всей высоте входной кромки и по вогнутой части. Значительно изнашиваются лопатки спрямляющих аппаратов и внутренняя поверхность корпуса компрессора.

В запыленном воздухе, кроме деталей компрессора, эрозионному износу и разрушению подвергается покрытие элементов входного устройства двигателя, что существенно увеличивает вероятность обледенения при попадании вертолета в соответствующие метеоусловия. При этом ускоряется износ лабиринтных уплотнений и подшипников ротора, ухудшается качество распыла топлива и охлаждение камер сгорания. Попадая в воздушные магистрали системы автоматического регулирования, частицы пыли могут существенно нарушить функционирование данной системы. Существенно интенсифицируются процессы нагарообразования на лопатках турбины, где при определенном химическом составе пыли может образоваться силикатный «панцирь» значительно изменяющий конфигурацию лопатки, что снижает КПД турбины и двигателя в целом.

Наиболее эффективным конструктивным мероприятием по защите проточной части двигателя от вредного воздействия пыли является установка в воздухозаборник двигателя пылезащитного устройства (ПЗУ). В нашей стране наибольшее распространение получили ПЗУ инерционного типа с двумя ступенями очистки воздуха от пыли.

Принцип действия ПЗУ заключается в следующем. В результате разрежения, создаваемого при работе двигателя, запыленный воздух проходит через входной кольцевой искривленный тоннель *A* (рис.13.3), образованный задней частью обтекателя *2*, коллекторной губой *3* и внешней обечайкой *4*. При этом под действием центробежных сил частицы пыли прижимаются к поверхности обтекателя и, перемещаясь вместе с частью воздуха, попадают на вход сепаратора *б* в канал *Б*, представляющий собой пылевую ловушку. Большая часть запыленного воздуха, очистившись от пыли в первой ступени ПЗУ (искривленном тоннеле *A*), проходит по каналу *Б*, образованному внешней обечайкой *4*.

чайкой 4 и сепаратором 6, на вход в двигатель. Меньшая часть запыленного воздуха, проходя через сепаратор 6, очищается в нем за счет поворота потока в криволинейных межкольцевых каналах, поступает в канал В и далее на вход в двигатель. Наконец, наиболее запыленный воздух (пылевой концентрат) проходит в канал В и далее в трубопровод 7 вывода пыли. За счет разрежения, создаваемого эжектором 1, пылевой концентрат отсасывается и выбрасывается за борт вертолета в атмосферу.

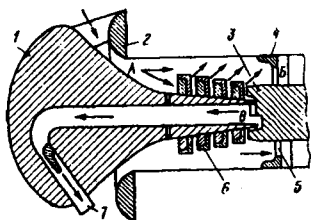


Рис. 13.3. Пылезащитное устройство инерционного типа:
1 – эжектор; 2 – обтекатель;
3 – коллекторная губа;
4 – внешняя обечайка;
5 – входной тоннель; 6 – сепаратор;
7 – трубопровод вывода пыли

Пылезащитное устройство включается в работу при подаче к эжектору сжатого воздуха, забираемого за компрессором двигателя, для чего необходимо открыть заслонку с электроуправлением. Степень очистки воздуха от пыли с помощью ПЗУ составляет 70...75%, потери мощности двигателя при включенном ПЗУ – 5...6%, при выключенном – 2...3%, масса ПЗУ вертолета Ми-8 – 50...60 кг. В конструкции ПЗУ предусмотрена противообледенительная система, которая выполнена смешанной: одна часть узлов обогревается горячим воздухом, отбираемым за компрессором двигателя, другая часть имеет электрообогрев. На вертолетах, Оборудованных ПЗУ, при подготовке к полетам необходимо проверять чистоту сепаратора, снимая обтекатель. Засорение сепаратора посторонними предметами вызывает снижение эффективности и потерю работоспособности ПЗУ, увеличивает затраты мощности двигателей.

Эксплуатационный контроль СУ вертолета осуществляется традиционными методами, требующими значительных трудозатрат. Внедрение встроенных бортовых АСК осуществляется крайне медленно, что существенно задерживает реализацию прогрессивных методов и стратегий ТОиР вертолетов.

РАЗДЕЛ III

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ГРУПП ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Глава 14. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ПЛАНЕРА ЛА

14.1. ИЗМЕНЕНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ПЛАНЕРА

В условиях эксплуатации на элементы конструкции планера действует комплекс факторов, связанных с условиями летной и технической эксплуатации. В полете на техническое состояние конструкции влияют как уровень, так и частота повторяемости действующих нагрузок и перегрузок, а также характер вибраций.

На земле конструкция планера подвергается воздействию внешней среды, в частности влажности и запыленности атмосферного воздуха, осадков, солнечной радиации, агрессивных аэрозолей и других факторов.

Значения и повторяемость нагрузок носят случайный характер и зависят от режима полета, особенностей пилотирования ЛА экипажами, протяженности воздушных трасс, метеорологических явлений, состояния аэродромов и др. На прочность, жесткость и долговечность конструкции планера существенное влияние оказывают факторы, зависящие от технического обслуживания, его полноты и качества. Анализ повреждений, возникающих в элементах конструкции планера в процессе эксплуатации, показывает, что существует четыре основных физических причины их возникновения. К ним относятся усталостные на-

пряжения от перегрузок в полете и при посадке, износ в результате трения или фреттинг-коррозии, воздействие окружающей среды (в том числе старение органических материалов) и случайные повреждения посторонними предметами.

Единичные случаи повреждения конструкции от чрезмерных перегрузок за счет грубых посадок, полета в турбулентной атмосфере, непредусмотренного маневрирования, как правило, приводят к общему повреждению планера, потере устойчивости элементов конструкции, большим остаточным деформациям. В этом случае после тщательного инструментального контроля зачастую приходится решать вопрос о возможности дальнейшей эксплуатации ЛА. Такие повреждения не могут быть отнесены к нормальной эксплуатации и рассматриваются как особые случаи.

Усталостные повреждения конструкций, приводящие к опасным ситуациям в полете до появления ЛА с ГТД, были чрезвычайно редки.

Не без основания предполагалось, что расчет на прочность и соответствующие ему статические испытания являлись достаточной гарантией прочности и безопасности полетов в течение всего периода эксплуатации. Появление самолетов с ГТД сопровождалось совершенствованием методов расчета, направленных на уменьшение избытка прочности и, следовательно, массы конструкции. Одновременно появились новые алюминиевые сплавы, обладающие высокой статической прочностью. Все это привело к росту напряженности конструкции, которая не сопровождалась столь же резким улучшением характеристик выносливости материалов.

Увеличение пассажировместимости и стоимости самолетов привело в последние годы к ужесточению требований по обеспечению безопасности конструкции по условиям сопротивления усталости. По нормам FAA (Federal Aviation Administration) в настоящее время не допускается появление в полете ситуации опаснее, чем сложная, за весь цикл жизни самолета. Применительно к силовой конструкции планера это требование может быть обеспечено только резким увеличением ресурса (60...80 тыс. ч) и использованием повышенной ее живучести. Приемлемым уровнем живучести считается появление первых усталос-

тных повреждений не ранее половины отработки ресурса и их медленное развитие со скоростью, обеспечивающей обнаружение их при выборочном контроле и контроле опасных зон.

Требования по эксплуатационной живучести (безопасности повреждения) включены в технические требования к новому поколению пассажирских самолетов.

Для обеспечения эксплуатационной живучести необходимо, чтобы конструкция удовлетворяла следующим основным требованиям: зоны силовых элементов, в которых могут образовываться усталостные повреждения («опасные зоны»), должны быть известны; все «опасные зоны» должны быть доступны для контроля их технического состояния в соответствии с программой ТООР; остаточная прочность конструкции с трещинами должна обеспечивать целостность конструкции до момента их обнаружения; скорость развития усталостных трещин не должна превышать заданных ограничений, которые обеспечивают надежное их обнаружение при неразрушающих методах контроля; периодичность контроля и разрешающая способность средств контроля должны обеспечивать заданную вероятность обнаружения допустимых повреждений.

Современные тонкостенные конструкции с подкреплением, которыми являются крыло, фюзеляж и оперение, создаются, как правило, по соображениям равнопрочности (равнонапряженности), обеспечивающей наиболее рациональное использование материала (регулярные зоны). Однако в конструкции планера существуют зоны резко неоднородных упругих полей (нерегулярные зоны). По данным эксплуатации и ремонта в силовой конструкции самолетов до выработки назначенного ресурса усталостные трещины образуются в 20...30 зонах силовой конструкции.

Современные методы расчета напряженного состояния конструкции планера позволяют с достаточной точностью прогнозировать техническое состояние регулярных зон конструкции вплоть до достижения больших наработок ($3 \dots 4 \cdot 10^4$ полетов) и сводить число зон силовой нерегулярности до 10...15, а конструктивной нерегулярности (концентраторы напряжений – отверстия) до 100...150. Это позволяет сокращать объем работ

ТОиР в регулярных зонах, выделяя на зоны с нерегулярностями до 60% общего объема работ по ТОиР планера.

Отказы из-за износа проявляются главным образом в подвижных элементах планера (валы и каретки закрылков и предкрылков, механизмы дверей и люков). Влияние таких отказов на безопасность полетов очевидно. Несимметричный выпуск закрылков или предкрылков, самопроизвольное открытие дверей или люков в полете представляют непосредственную угрозу безопасности полетов.

Отказы из-за износа могут проявляться не только в подвижных соединениях, но и в статических конструкциях (фитинговые, болтовые и заклепочные соединения).

Явление износа или разрушения таких соединений в условиях очень малых относительных перемещений контактирующих деталей, вызванных их вибрациями или деформацией под действием периодических сил, получило название фреттинг-коррозии. В процессе развития фреттинг-коррозии за счет значительного ухудшения качества поверхности деталей усталостная прочность соединения может снизиться в несколько раз.

Коррозионные повреждения возникают в результате воздействия внешней среды на материал элементов конструкции и значительно увеличиваются при нарушении целостности защитных покрытий (гальванических, оксидных, лакокрасочных и др.), контактировании металлов, обладающих неодинаковым электрохимическим потенциалом, наличии в конструкции зон, где скапливается влага (электролит). Коррозии подвергаются: наружная обшивка крыла, фюзеляжа, оперения; внутренняя обшивка гермокабины (особенно в местах скопления конденсата и контакта с гигроскопичными материалами); стыковочные узлы конструкции; двери и люки; санузлы; внутренняя поверхность баков-кессонов и др. Особую опасность коррозия представляет для деталей, работающих в условиях переменных нагрузжений, что приводит к снижению усталостной прочности.

Коррозионные повреждения развиваются быстрее при воздействии на элементы конструкции агрессивных сред, какими являются морские туманы в тропических и субтропических климатических зонах, электролиты аккумуляторных батарей, химжидкость санузлов. Конденсация влаги, происходящая в

гермокабине, приводит к набуханию теплозвукоизоляции и развитию в этой зоне электрохимической коррозии. Единственный способ обнаружения коррозионных повреждений – визуальный осмотр. Частота осмотров определяется с учетом наличия на ЛА потенциально коррозионно-опасных зон. Метод устранения коррозионного повреждения зависит от его размеров (площади и глубины повреждения).

Повреждения посторонними предметами происходят не только на земле при техническом и коммерческом обслуживании ЛА, но и в воздухе. Вмятины и забоины могут возникнуть в результате удара птицы, попадания ЛА в градовое облако, воздействия отделяющихся частиц льда при позднем включении противообледенительной системы. При попадании в самолет молнии могут образоваться пробоины и оплавления.

Особую группу повреждений представляют собой дефекты элементов планера, изготовленных из неметаллических материалов, за счет их старения. К таким элементам относятся остекление кабин и салонов и различного рода герметизирующие прокладки. Для них характерно появление с течением времени таких явлений, как образование «серебра» – сетки мельчайших трещин на поверхности оргстекла. Старение резиновых и других уплотняющих прокладок из полимерных материалов проявляется в затвердении и охрупчивании их за счет «сшивки», молекул материала.

14.2. СОДЕРЖАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ПЛАНЕРА

Основой формирования и развития программ ТОиР планера является научное обоснование совокупности объемов и периодичности работ по ТОиР. В связи со случайным характером образования и развития повреждений планера значительная часть работ по ТОиР выполняется по результатам диагностирования. К ним относятся: регулировочные, крепежные операции и работы по текущему ремонту. Анализ изменения повторяемости работ позволяет сделать вывод о том, что внедрение прогрессивных методов ТОиР, в частности использование контрольно-восстановительных работ (КВР) вместо традиционного капи-

тального ремонта (КР), значительно (с 55 до 10%) снижает объемы доработок и усиления конструкции за счет увеличения объема контроля повреждений (с 12 до 60%).

Техническое обслуживание планера связано с выполнением постоянного объема работ, который не зависит от наработки и технического состояния конструкции, и переменного объема, зависящего от результатов контроля и диагностирования.

К постоянному объему работ относятся следующие: визуальный внешний осмотр целостности конструкции; очистка и промывка внешней поверхности; удаление влаги в подпольном пространстве фюзеляжа; смазка подвижных элементов закрылков и предкрылков, дверей и люков; контроль затяжки болтовых соединений, контроль люфтов и зазоров; контроль «опасных зон».

К переменному объему работ можно отнести следующие: удаление коррозии, восстановление покрытий, регулировка зазоров, восстановление герметизации фюзеляжа и крыла, удаление повреждений, доработка конструкции.

Восстановление механических повреждений (царапин, забоин, рисок на внешней поверхности обшивки планера) начинается с установления характера и степени повреждений. Так, на планере допускаются царапины глубиной не более 0,15 мм, длиной не более 200 мм и шириной не более 1 мм, а число их – не более трех на каждую панель. Допускаются забоины глубиной до 1 мм, длиной не более 10 мм, не более пяти на поверхности каждой панели. На гермообшивке фюзеляжа допускаются риски и царапины глубиной до 0,1 мм и длиной до 100 мм, вмятины глубиной до 2 мм и длиной до 100 мм.

В тех случаях, когда повреждения превышают допустимые величины, производится ремонт конструкции согласно руководству по ремонту. Технология удаления повреждений следующая. Кромки и концы царапин, риск слегка зачищают шлифовальной шкуркой №180-220, покрывают слоем грунта АК-070 и слоем эмали С-38 соответствующего цвета. Забоины плавно зачищают шабером, а затем шлифовальной шкуркой №180-220 с последующим восстановлением покрытия.

Повреждения в виде трещин, выходящих за нормы, указанные в инструкции по ТЭ и регламенте, устраняются засверлов-

кой концов трещин или установкой накладок в соответствии с типовой технологией руководства по ремонту самолета, согласованной с представителями ОКБ.

Удаление коррозии нужно начинать с определения ее характера. следует различать очаги поверхностной коррозии с глубиной кратера до 0,2 мм и зоны множественных очагов коррозии, в которых глубина кратера уже превышает 0,2 мм. Если коррозия образовалась в зоне попадания химической жидкости или электролита, то эти места; тщательно промывают раствором пищевой соды, затем теплой водой и протирают насухо. Зону коррозии следует зачистить шлифовальной шкуркой (№180-220), а затем восстановить лакокрасочное покрытие.

Вопрос об удалении коррозии в зонах, размеры которых превышают допуски, указанные в инструкции по ТЭ, следует решать с представителями ОКБ и серийного завода и выполнять работы необходимо согласно руководству по ремонту самолета. В этих случаях заменяются листы обшивки, подкрепляющие их элементы, а также детали из магниевых сплавов (качалки, кронштейны, фитинги). Коррозия на деталях из магниевых сплавов характеризуется вспучиванием лакокрасочного покрытия и появлением солевого налета грязно-белого цвета. Поверхностную коррозию удаляют шлифовальной шкуркой №220. Коррозионные раковины удаляют шабером.

Восстановление покрытий обязательно выполняют после удаления продуктов коррозии. Согласно типовой технологии эту зону протирают салфеткой, смоченной в бензине Бр-1, а затем сухой. Сушку производят на воздухе в течение 30 мин. Затем наносят кистью или пульверизатором грунт АК-070 в два слоя. Каждый слой сушат в течение 3 ч при температуре не ниже +5 °С. Во второй слой грунта добавляют 2% алюминиевой пудры ПАК-4. Эмаль ЭП-140 наносят в 2 слоя. Каждый ее слой сушат в течение 6-10 ч при температуре 15...25°С.

Восстановление герметизации крыла производится в случаях негерметичности кессонов, сливных кранов, отпотевании заклепок, а также ослабления винтов крепления панелей.

Повреждение кистевой и жгутовой герметизации стыков лонжеронов с нижней поверхностью крыла восстанавливается нанесением герметиков УЗО-МЭС-5 и УТ-32 в ангарных усло-

виях при положительных температурах по типовой технологии руководства по ремонту. Негерметичность сливных кранов устраняется заменой резиновых прокладок или самих сливных кранов.

При отпотевании болтов следует проверить правильность подбора их длины. Гладкая часть болта должна соответствовать толщине пакета или указанию на трафарете.

Восстановление герметичности фюзеляжа. Наиболее характерными причинами потери герметичности являются: ослабление заклепочных соединений; повреждение окантовок и резиновых профилей дверей и люков; контакт металлических деталей со стеклами пассажирских салонов. Ослабление (утопание) головок потайных заклепок не допускается. Новые заклепки устанавливаются таким образом, чтобы головки выступали над обшивкой на 0,02...0,2 мм.

При нарушении герметичности дверей разрешается на привальную поверхность окантовки нанести слой герметика типа УТ-32. Порезы, разрывы профилей не допускаются.

При замене стекол межстекольное пространство проверяют на герметичность путем создания вакуума (0,0035...0,006 МПа). Показания манометра не должны меняться более чем на 0,0002 МПа за 1 мин. Если давление падает, то необходимо заменить резиновую уплотнительную прокладку.

14.3. ДИАГНОСТИРОВАНИЕ И ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ПЛАНЕРА

Цель диагностирования конструкции планера – обнаружение повреждения элемента конструкции до того момента, когда вероятность его разрушения превысит допустимые нормы. Вследствие этого основной характеристикой качества контроля технического состояния является вероятность обнаружения повреждений.

Основными диагностическими средствами неразрушающего контроля являются ультразвуковые и вихретоковые устройства, магнитные, порошковые и люминесцентные дефектоскопы и рентгенография.

Обоснованность выбора уровня контроля (осмотра) определяется: степенью влияния элемента на безопасность полета, доступностью контроля, критическим размером повреждения $L_{кр}$, скоростью роста повреждения $\Delta l/\Delta N$, предполагаемым сроком (налетом) t_0 обнаружения первоначального повреждения (l_0), принятой периодичностью ТОиР. Следует учитывать и экономические критерии: трудоемкость контроля, стоимость средств контроля, повторяемость контроля в зависимости от парка самолетов, потребность в ангарных помещениях.

В настоящее время в условиях АТБ диагностирование конструкции методами НК осуществляется в соответствии со сборниками директивной документации по НК конкретного типа самолета. Использование материалов сборников и периодичность проведения НК определяется регламентами ТО или программой ТО и Р.

Пример типовой карты НК, содержащийся в сборнике, приведен в форме 6 (заполнение карты условное) таблица 14.1.

Таблица 14.1

Карта неразрушающего контроля

Тип самолета	Взаимосвязь с регламентом и программой ТОиР _____	Дата выпуска _____ Номер карты _____ Шифр инструкции _____
Объект контроля (чертежный номер детали, материал)	Верхние панели центроплана и ОЧК (материал: В-95Т)	
Характер дефекта _____ _____	Усталостные трещины: 3 мм 12 мм	
Метод и средства контроля	Вихревой Дефектоскоп ВДУ-2 с головкой ВГ-2 и датчиков Д-1	
Подготовительные работы	1. Выворачивание болтов 2. Демонтаж панели	
Трудоемкость контроля	0,1 чел.-ч на контроль одного отверстия	

Рекомендации и указания по проведению контроля:

1.
2.

Вероятность обнаружения повреждения зависит от многих факторов, к числу которых можно отнести: условия диагностирования (на аэродроме, в ангаре, днем, ночью); опыт и квалификацию исполнителей; качество и состояние диагностического оборудования; местоположение и геометрию элемента, его материал и ориентацию повреждения в нем; доступность зоны контроля. Вероятность обнаружения трещины при периодической форме технического обслуживания (рис.14.1) получена в результате статистической обработки материалов по результатам дефектации одного из самолетов в предположении логарифмически нормального распределения повреждения:

$$Q_{\text{кави}}(l) = \Phi\left(\frac{\ln l - 1,9}{0,927}\right)$$

где $Q_{\text{к виз}}(l)$ – вероятность обнаружения повреждения размером l визуальным методом; Φ – функция нормированного распределения Гаусса.

В общем виде при использовании любых методов неразрушающего контроля выражение принимает вид

$$Q_{ki}(l) = \Phi\left(\frac{\ln l - a}{\sigma}\right)$$

где a – среднее значение распределения длины трещины l ; σ – среднее квадратическое отклонение; i – метод контроля.

Знание размеров и вероятности обнаружения повреждения элемента конструкции, которое может быть обнаружено в процессе ТОиР, является основой для реализации той или иной стратегии обслуживания планера (по ресурсу, по состоянию). Известно, что чем меньше размеры повреждения, которое может быть обнаружено с достаточной достоверностью, тем выше вероятность его обнаружения в заданный период и тем больше интервалы между проведением ТОиР могут быть приняты. Таким образом, в настоящее время основным признаком, характеризующим техническое состояние планера, является отсутствие или наличие повреждения. Поэтому диагностирование в основном сводится к проведению осмотров при выполнении ТОиР с использованием неразрушающих методов контроля.

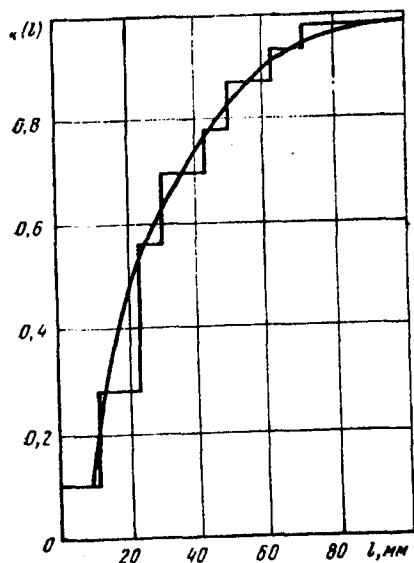


Рис.14.1. Зависимость вероятности обнаружения трещины при периодическом обслуживании ЛА от ее длины

Еще в период проведения натурных ресурсных и эксплуатационных испытаний фиксируются моменты обнаружения повреждения t_0 и минимальная величина обнаруживаемого повреждения l_0 . Максимально допустимая величина повреждения $2/3$ определяется из условия обеспечения прочности при $2/3$, максимальной нагрузки. Период развития повреждения от l_0 до $l_{кр}$ зависит от скорости развития повреждения, которая может быть определена из опыта по уравнению

$$\frac{\Delta l}{\Delta N} = A \Delta K^m$$

где A , m — параметры модельного образца.

Характеристика действующих напряжений

$$\Delta K = 2\sigma_a = \sqrt{\frac{l}{2}} F_0$$

где σ_a – амплитуда действующих напряжений; F_0 – коэффициент, учитывающий ширину образца.

Знание скорости распространения повреждения позволяет принять решение об установлении для данного элемента конструкции фиксированного ресурса либо, оценив живучесть конструкции, о возможности его эксплуатации по состоянию. Отсюда следует, что для конструкции, созданной по принципу фиксированного ресурса, образование трещины любой длины означает отказ. Для конструкции же, созданной по принципу безопасного повреждения, отказом будет считаться достижение трещиной критической величины $l_{кр}$. Поэтому подход к формированию программы ТОиР планера и назначению периодичности осмотров для этих двух типов конструкций будет различным. Такая программа должна обеспечивать заданные уровни по безопасности полетов, эффективности использования самолета при минимальных затратах на ТОиР.

Для оценки влияния усталостных повреждений элементов планера на безопасность полетов сначала определяют влияние отказа на выполнение целевых функций конструкций (расчетными или экспериментальными методами), а затем вероятность неразрушения за время существования повреждения методами оценки надежности конструкции, поврежденной трещиной усталости:

$$R(t) = Q[\xi(t) - t_{кр}] < 0$$

$\xi(t)$ – время существования повреждения.

Принимая, что за период $(0, t)$ контроль повреждений не производился,

$$\xi(t) = t - t_0$$

Очевидно, что $\xi(t)$ является случайной величиной, распределенной: функцией $F_\xi(X)$.

Наиболее просто выражение для $F_\xi(X)$ получаем при отсутствии контроля:

$$F_\xi(X) = \begin{cases} 1 & x > t \\ 1 - F_{t_0}(t - X), & 0 < x < t \end{cases}$$

где F_{t_0} – функция распределения времени t_0 возникновения повреждения.

В качестве функции распределения $F_{t_0}(X)$ можно использовать логарифмически нормальное распределение:

$$F_{t_0}(X) = \Phi\left(\frac{\ln X - a}{\sigma}\right)$$

где B – ширина пневматика колеса шасси, a – логарифм среднего значения долговечности элемента.

При известных функциях распределения времени образования повреждения $F_{t_0}(t)$ и времени достижения критической величины $F_{t_{кр}}(t)$ вероятность неразрушения за время существования повреждения определяется следующим образом:

при отсутствии живучести конструкции

$$R(t) = 1 - F_{t_0}(t)$$

при обеспечении живучести

$$R(t) = 1 - F_{t_{кр}}(t)$$

При известных вероятностях обнаружения повреждения элемента инструкции $Q_{ki}(I)$ и разрушения конструкции $R(t)$ определяется вероятность возникновения одной из особых ситуаций, в частности катастрофической:

$$Q_{kc}^{nl} = [1 - Q_{ki}(I)][1 - R(t)] \leq 10^{-9}$$

Нормируемые значения вероятностей попадания в особые ситуации меняются в зависимости от числа эксплуатируемых самолетов. Так, и для единичного самолета принять в соответствии с ЕНЛГС $Q_{kc} = 10^{-8} \dots 10^{-9}$, то для парка в 10 самолетов $Q_{kc} = 10^{-6} \dots 10^{-7}$. Управляющими воздействиями для поддержания уровня безопасности самолетов парка самолетов являются стратегии, режимы и методы ТОиР связанная с ними периодичность контроля.

Глава 15. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ШАССИ

15.1. ФАКТОРЫ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ШАССИ

На работоспособность конструктивных элементов шасси оказывает влияние значительное число эксплуатационных факторов. К ним можно отнести значения взлетной (посадочной) массы самолета, посадочной скорости, вертикальной скорости приземления, углов крена и угловой скорости кренения, углов скольжения и угловой скорости рыскания; углов атаки и угловой скорости тангажа. К таким факторам относят также появление вибраций, упругих деформаций, значительный и неравномерный нагрев элементов конструкции шасси, климатические факторы, вызывающие наиболее значительное изменение технического состояния пневматиков, уплотнительных элементов тормозов, амортизаторов, цилиндров уборки-выпуска шасси и др.

Каждая из перечисленных выше групп факторов может характеризоваться изменением в допустимых пределах ряда определенных параметров, что в конечном итоге влияет на нагруженность элементов шасси при посадке самолета. Наибольшую нагрузку шасси воспринимают при поглощении кинетической энергии за счет вертикальной составляющей скорости при грубой посадке, достигающей 2...4м/с. Кроме этого, на шасси могут действовать боковые нагрузки при посадке со сносом, разворотах при рулении и посадке с креном, а также лобовые нагрузки при посадке самолета с заторможенными колесами, при торможении в процессе пробега и руления, движения самолета по неровной ВПП или РД.

Указанные выше факторы и виды нагружений опор шасси ЛА по-разному влияют на процессы, происходящие в разнотипных конструктивных элементах шасси, по-разному происходит

изменение их технического состояния. Так, например, если для амортизаторов одним из главных факторов является значение вертикальной нагрузки, а их работоспособность зависит от начального давления азота и объема жидкости, то для тормозных устройств поглощаемая кинетическая энергия зависит от посадочных массы и скорости самолета. В первом случае главное внимание при техническом обслуживании требуется уделять герметичности узлов, а во втором состоянию тормозных дисков, работающих в условиях высокотемпературного трения.

Все узлы, устройства и изделия шасси можно разбить на следующие группы (по однородности нагружения, однотипности процессов, одноплановости работ по диагностике и техническому обслуживанию): амортизаторы (всех типов), конструктивные элементы силовой схемы и шарнирные соединения, авиационные колеса (корпус, пневматики, тормозные устройства), конструктивные элементы кинематики и системы уборки-выпуска шасси, элементы кинематики и системы поворота и демпфирования передней опоры.

15.2. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ШАССИ

Амортизаторы шасси, воспринимающие значительные нагрузки и гасящие кинетическую энергию самолета при воздействии вертикальной составляющей скорости, требуют особого внимания при оценке технического состояния при всех видах технического обслуживания. Для этого проверяется герметичность амортизаторов, отсутствие трещин, коррозии, остаточной деформации в элементах конструкции.

На работоспособность жидкостно-газовых амортизаторов оказывают влияние объем и свойства заправляемой жидкости и начальное давление азота. Эти характеристики рассчитываются для поглощения расчетного количества энергии, и отклонения от них могут вызвать появление остаточных деформаций в элементах конструкции или даже их разрушение. Так, например, при малом объеме жидкости и расчетном давлении газа (объем газа V_1 , будет больше расчетного V_0 (рис.15.1, а)), а также при начальном давлении газа ниже расчетного $p_1 < p_0$ (рис.15.1, б)) и нормальной зарядке жидкостью нарастание усилий происходит

плавно, амортизатор становится более мягким. Однако при грубой посадке ЛА и увеличении обжатия амортизатора может произойти удар в ограничитель и поломка конструктивных элементов шасси и планера. При расчетном начальном давлении газа и объеме жидкости больше потребного ($V_2 < V_0$), а также при начальном давлении газа ($p_2 > p_0$) и расчетном объеме жидкости амортизатор становится более жестким, так как заданная работа будет воспринята при обжатии амортизатора $S < S_0$, но при нагрузке, превышающей эксплуатационную. Это может вызвать появление остаточных деформаций в конструктивных элементах.

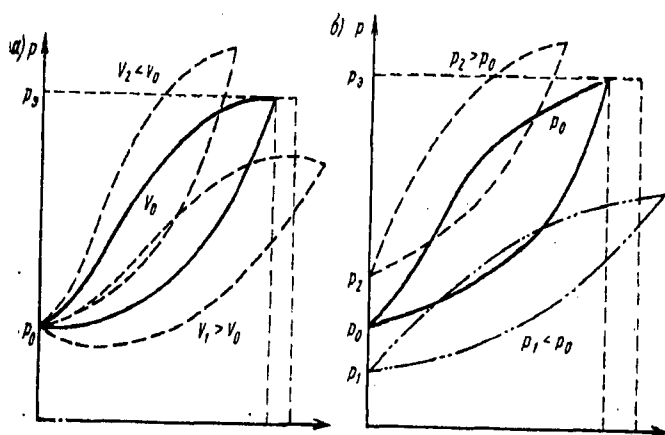


Рис. 15.1. Диаграммы работы жидкостно-газового амортизатора при отклонениях от ТУ по заправке жидкостью (а) и зарядке сжатым газом (б)

При значительном уменьшении объема жидкости в амортизаторе (при уровне жидкости ниже узла торможения жидкости с отверстиями) при обжатии амортизатора может произойти гидравлический удар с разрушением конструктивных элементов внутри амортизатора, что может привести к необходимости замены соответствующей опоры самолета. Следует обращать так-

же внимание на вязкость заправляемой жидкости и ее состояние. Снижение вязкости (особенно при высоких температурах наружного воздуха) приводит к уменьшению энергоемкости амортизатора, более мягкой его работе, а также к ухудшению работы уплотнений.

При периодическом техническом обслуживании амортизаторов, кроме дефектации их конструктивных элементов, проверяется объем жидкости и начальное давление сжатого азота. Для большинства амортизаторов жидкость заливают по уровень заливного штуцера при полностью обжатом амортизаторе (сравливание азота производят при разжатом амортизаторе), а начальное давление газа должно соответствовать техническим требованиям для данного амортизатора. В двухкамерных амортизаторах проверяется объем жидкости и начальное давление сжатого газа в обеих камерах: сначала в нижней камере, а затем в верхней, в которой начальное давление газа, как правило, значительно ниже. При нарушении герметичности амортизатора или наличии замечаний экипажа по его работе (например, продольная или поперечная раскачка самолета при посадке) требуется проверять объем жидкости и начальное давление в соответствующих амортизаторах.

При наличии большого числа амортизаторов на самолете (в том числе и стабилизирующих амортизаторов, демпферов тележек) операции по проверке объема жидкости и начального давления газа становятся весьма трудоемкими. Применение для каждого амортизатора зависимостей давления газа p от обжатия l , давления газа от массы самолета, обжатия от массы самолета позволяет проводить качественное диагностирование и прогнозирование технического состояния амортизаторов, а также сокращать объемы работы при их техническом обслуживании.

В случае применения жидкостных амортизаторов, работающих на принципе сжатия жидкостей при весьма высоких давлениях (до 300...400 МПа), проверяется только объем жидкости по указателю и герметичность уплотнений амортизатора.

15.3. КОНСТРУКТИВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ КИНЕМАТИКИ И СИСТЕМЫ УБОРКИ – ВЫПУСКА ШАССИ

Конструктивные элементы силовой схемы и шарнирные соединения подвергаются воздействию ударных знакопеременных нагрузок в отдельных узлах (деталях двухзвенников, подкосах, рамах тележки, тягах и др.). При этом возможно появление остаточных деформаций и трещин (особенно по сварным швам и их законцовкам). Износ деталей шарнирных соединений приводит к увеличению зазоров в сочленениях узлов, появлению недопустимых люфтов, а это может вызвать появление ударных нагрузок на элементы силовой схемы, а также и остаточных деформаций. В связи с этим при техническом обслуживании требуется качественная дефектация элементов шасси для выявления недопустимых люфтов, остаточных деформаций, трещин и других повреждений. Это в полной мере относится и к створкам шасси, узлам их крепления и шарнирам, которые при эксплуатации также подвержены повреждениям.

В специфических условиях эксплуатации находятся шарнирные соединения шасси. Они воспринимают и передают большие удельные и зачастую ударные нагрузки, имеют весьма малые скорости скольжения (в паре скольжения болт – втулка шарнира) и небольшие перемещения (шарниры двухзвенников, узлов навески шасси, створок шасси и другие имеют перемещения до $90...100^\circ$). Наряду с этим, как правило, большинство шарнирных соединений негерметичны, что вызывает необходимость применения консистентной смазки (типа ЦИАТИМ-201 или др.). Однако в процессе эксплуатации из-за попадания в соединение влаги и пыли эта смазка теряет физико-химические свойства и не в полную меру выполняет свои функции. Поэтому при выполнении периодических форм технического обслуживания требуется своевременная и полная замена смазки в шарнирах. Эффективную ее замену в шарнирных соединениях можно произвести только смазконагнетателями, создающими давление $15...20\text{МПа}$.

Авиационные колеса и их конструктивные элементы (оси, подшипники, пневматики и др.) воспринимают вертикальные нагрузки от массы самолета, действие касательных от сил сцеп-

ления пневматики с ВПП и боковых сил, появляющихся при движении по криволинейной траектории, посадке со сносом, действии бокового ветра при рулении. Борты и обод колеса нагружаются также силами от давления воздуха в пневматике. Значительно усложняются условия эксплуатации колеса и его элементов при грубой посадке, посадке до начала бетонированной ВПП или в случае выкатывания самолета за пределы ВПП, а также при интенсивном (в случае прерванного взлета) или длительном торможении (руление с подтормаживанием).

При длительном воздействии перечисленных нагрузок на корпус колеса возможно появление трещин, остаточных деформаций. Наибольшую опасность представляют трещины в зоне съёмной и несъёмной реборд, так как они могут быть обнаружены до разрушения только после съема колеса и демонтажа пневматика.

При техническом обслуживании тщательная дефектация элементов колеса (корпуса, осей, подшипников, реборд) производится после съема колеса и пневматика. На этих деталях не допускается появление трещин, цветов побежалости и других повреждений. Для обнаружения трещин на корпусе колеса применяются методы неразрушающего контроля (токовых вихревых или ультразвуковых) (рис.15.2). Для ряда колес такая дефектация проводится при каждой замене пневматиков.

Если корпус колеса разъемный (состоит из двух частей), то при техническом обслуживании или при монтаже, например, пневматика на ряде колес проверяются моменты затяжки болтов, соединяющих части колес (рис.15.3).

Подшипники авиационных колес воспринимают большие радиальные и боковые нагрузки при взлете и посадке самолета. Они работают в весьма широком диапазоне скоростей и даже при нормальном нагружении их температура может достигать 120...150°C. Кроме того, дополнительный нагрев подшипников происходит от теплового потока, идущего от тормозного устройства. Работоспособность подшипников зависит также от правильности их монтажа при установке колес. Для предотвращения слабой или чрезмерной затяжки подшипников требуется проверка маркировки и длины распорной втулки 2, обеспечивающей эксплуатационный зазор между подшипниками. Поэтому

му при каждом съеме колеса (независимо от причины) производят промывку подшипников, их дефектацию и замену смазки. Для подшипников применяется специальная смазка НК-50, выдерживающая высокую температуру. Взамен этой смазки применяют смазку ВНИИ НП-201, имеющую хорошую работоспособность в диапазоне температур $-55...+150^{\circ}\text{C}$, а кратковременно до $+200^{\circ}\text{C}$.

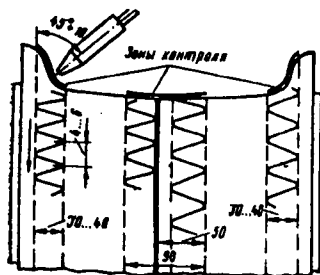


Рис.15.2. Зоны контроля и траектория перемещения датчика прибора неразрушающего контроля при диагностировании корпуса колеса

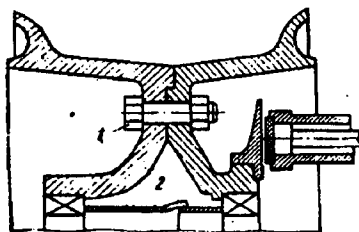


Рис.15.3. Корпус колеса передней опоры (разъемный): 1 – болты соединения частей колеса; 2 – распорная втулка

Пневматики авиационных колес при пробеге самолета воспринимают радиальные нагрузки, составляющие реакции грунта, а также несут нагрузки от внутреннего давления и значительных центробежных сил. Особенно сложные по характеру и значительные нагрузки воспринимают пневматики при вращении колес на участке соприкосновения с ВПП. Каждый элемент такого постоянно меняющегося участка за время поворота даже на небольшой угол сжимается и изгибается силами реакции ВПП, а затем весьма быстро растягивается за счет внутреннего давления и инерционных сил. Элементы покрышки испытывают большие ускорения и перегрузки, достигающие более тысячи единиц. Перечисленные нагрузки приводят к деформации и нагреву элементов пневматикой, а при неблагоприятных условиях могут вызвать вынужденные резонансные колебания, вероятность которых возрастет по мере увеличения скорости качения и

уменьшения жесткости пневматика. Нагрев пневматиков происходит также от тормозных устройств через корпус колеса, что в конечном итоге вызывает потерю их механических свойств, отслоение и даже взрывное разрушение пневматика. Техническое обслуживание пневматиков производится по состоянию с контролем функциональных (замер давления воздуха пневмометром) и структурных параметров (обжата, лимитированных размеров проколов, порезов, местного истирания резины и т.п.).

Для каждого типа пневматика установлены допуски на размеры проколов, порезов, размеры местного истирания покровной резины с повреждением одного-двух слоев корда. При техническом обслуживании контролируют также отсутствие сдвига пневматика относительно корпуса колеса по специальным меткам, что особенно важно для пневматиков, имеющих камеру с ниппельной трубкой.

Тормозные устройства авиационных колес современных самолетов, превращая значительную кинетическую энергию движущейся массы (на один тормоз она достигает 20 МДж) в течение 20...30 с в тепловую за счет трения деталей тормоза из фрикционных материалов, эксплуатируются в весьма сложных условиях нагружения.

Температура в зоне трения фрикционных узлов достигает 1000...1100°C, а объемная в дисках после торможения 300...600°C. Поэтому в процессе эксплуатации в деталях и узлах тормозных устройств появляются следующие неисправности и повреждения: трещины; усадка и коробление деталей фрикционных узлов из-за дискретности их контакта (дисков, колодок, барабанов); неравномерный износ и неполное прилегание секторов дисков; схватывание функциональных материалов. Иногда встречается нарушение герметичности тормозных цилиндров, повреждение деталей узлов растормаживания, узлов поддержания постоянного зазора или корпуса тормоза.

На ЛА применяются тормозные устройства трех типов: дисковые, камерные и колодочные. При техническом обслуживании дисковых тормозов без съема колеса (при оперативных формах) производится только внешняя дефектация колеса и тормоза. При этом обращается внимание на целостность деталей и агрегатов, надежность крепления, герметичность блоков цилиндров и под-

водящих тормозных шлангов. Проверяется техническое состояние пакета дисков по указателю их суммарного износа 1 (рис.15.4). На рисунке показано предельное положение указателя, при котором требуется замена всех дисков и возврат поршня, узла растормаживания и узла поддержания постоянного суммарного зазора между дисками в исходное состояние. Наличие узла поддержания зазора 2 не требует регулирования зазоров в процессе эксплуатации.

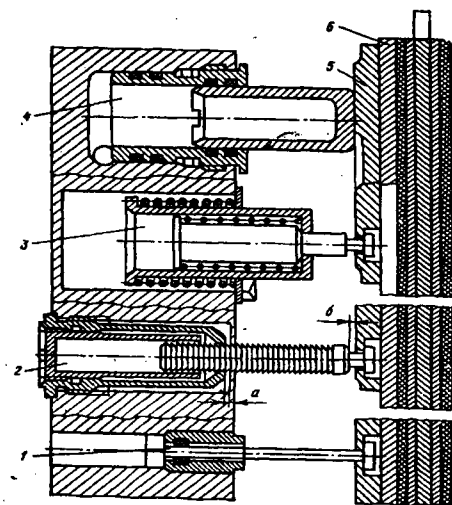


Рис.15.4. Узлы дискового тормоза (условно сечения совмещены) при достижении допустимого суммарного износа дисков (состояние «заторможено»):

1 – указатель допустимого суммарного износа дисков; 2 – узел поддержания постоянного суммарного зазора между дисками кантового типа; 3 – узел растормаживания; 4 – тормозной цилиндр с поршнем; 5 – прижимной диск; 6 – вращающийся диск

При выполнении периодических форм технического обслуживания после съема колеса производится дефектация тормозного пакета дисков, как правило, без его разборки. В этом случае проверяют отсутствие недопустимых по размерам трещин, коробления, отслаивания спеченных материалов от стального

каркаса секторов, лимитируемых для каждого типа тормоза. Для ряда тормозов проверяют плавность затормаживания и растормаживания, четкость действия возвратных пружин и суммарный зазор между дисками в расторможенном состоянии. В случае обнаружения недопустимых неисправностей тормоза его снимают для ремонта с разборкой на специализированных участках АТБ.

Для новых типов самолетов (например, Ил-86) режимы и объемы работ по техническому обслуживанию колес и тормозных устройств корректируют по специальным номограммам. Они позволяют определить значение кинетической энергии и перечень работ по ТО колес при гашении этой энергии.

При техническом обслуживании камерных (многоколодных) тормозов проверяются техническое состояние тормозного барабана (имеются нормативы на допустимые размеры трещин в биметаллических тормозных барабанах), колодок (имеются допуски на износ и повреждения), герметичность и состояние тормозных камер и проводки шлангов к ним.

При техническом обслуживании двух колодного тормоза проверяется герметичность тормозных цилиндров и трубопроводов, состояние тормозного барабана, фрикционных накладок и их износ (имеются допуски на износ), работоспособность и четкость действия пружин растормаживания. Кроме того, проверяют и при необходимости регулируют зазоры между колодкой и тормозным барабаном. Зазор между колодкой, связанной с приводным цилиндром, должен быть больше зазора во второй колодке. Неравномерный износ колодок в любом тормозе влияет на эффективность торможения и ресурс фрикционных узлов тормоза.

К числу конструктивных элементов кинематики и системы поворота передних колес, которые при техническом обслуживании подвергаются дефектации, относятся: тяги, рычаги, двухзвенники, элементы обратной связи, краны управления. При проверке работоспособности (при поднятом самолете на подъемниках) обращают внимание на плавность разворота передних колес, соответствие поворота штурвала (педаль) повороту колес, проверяют величину свободного хода штурвала, полноту перекладки передних колес, время разворота из одного

крайнего положения в другое, четкость действия обратной связи и др.

Конструктивные элементы кинематики и системы уборки-выпуска шасси, к которым относятся стойки, складывающиеся подкосы с рычагами, цилиндры-подъемники, замки выпущенного и убранного положения, механизмы управления створками и др., подвергаются дефектации в ряде случаев с применением неразрушающих методов контроля. Для этого вывешивают самолет с помощью подъемников и проверяют работоспособность кинематики и системы уборки-выпуска шасси от основных, резервных и аварийных систем по комплексу показателей. К основным из них относятся: время уборки и выпуска шасси; давление в гидросистеме при постановке шасси на замки выпущенного и убранного положения (должно быть не более 80% рабочего давления в системе); полнота запрокидывания или возвращения в исходное положение тележек шасси; синхронность уборки-выпуска опор, зазоры в замках выпущенного убранного положения; своевременность срабатывания сигнализации (световой, звуковой, электро- и механических указателей); синхронность и полнота открытия-закрытия створок; правильность регулировки блокирующих механизмов для невозможности уборки шасси на земле.

При техническом обслуживании шасси требуется соблюдать все необходимые правила охраны труда и техники безопасности, которые излагаются в технологических указаниях по выполнению регламентных работ и устранению неисправностей. К ним относятся правила работы с резервуарами со сжатыми газами, зарядки амортизаторов, пневматикой (с применением приспособлений с редуктором и манометром), вывешивания самолетов комплектом подъемников, требования к площадке и учету направления и силы ветра, правила установки подъемников, синхронность вывешивания самолета, подача четких команд по уборке-выпуску шасси и др.

Глава 16. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

16.1. ФАКТОРЫ РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛА

Системы управления ЛА представляют собой комплексные бортовые устройства, обеспечивающие управление рулем высоты и стабилизатором, элеронами и интерцепторами (в элеронном и режиме гашения подъемной силы крыла), рулем направления, триммерами рулей и элеронов, закрылками и предкрылками.

Все перечисленные системы бывают: неавтоматизированные механические (рис.16.1, а); гидромеханические (с рулевым приводом, пружинным загрузателем и механизмом триммирования); гидромеханические с включением дополнительно автопилота и демпфера; гидромеханические с АБСУ (рис.16.1, б) и электрогидравлические с АБСУ (рис.16.1, в).

К числу эксплуатационных факторов, определяющих работоспособность системы управления, относятся внешние климатические условия, вызывающие, например, замерзание скопившейся влаги и отказ электропривода стабилизатора или конечных выключателей электромеханизмов системы стопорения, обледенение и заклинивание тросов в зоне гермовывода (при нарушении его герметичности), загрязнения и возможность заклинивания проводки из-за нарушения правил погрузочно-разгрузочных работ, изменение натяжения тросовой проводки (при изменении температуры наружного воздуха).

На рулевые поверхности, рычаги, проводку и другие элементы системы управления в полете действуют аэродинамические нагрузки, которые зависят от формы и размеров рулей (элеронов), плотности окружающей среды, скорости полета, углов отклонения рулей (элеронов). Кроме того, на элементы

управления воздействуют и массовые силы. В значительной мере эти нагрузки возрастают при полете в беспокойном воздухе выполнении маневров, создании несимметричной тяги двигателей, которая зависит также от квалификации пилота и качества пилотирования самолета.

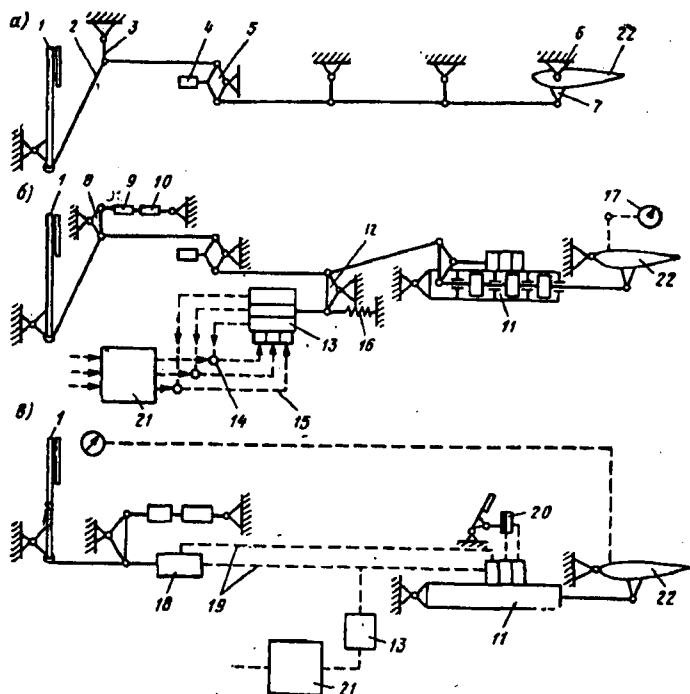


Рис. 16.1. Принципиальные схемы систем основного управления самолетов ГА: а — механическая; б — гидромеханическая с АБСУ; в — электрогидравлическая с АБСУ; 1 — командный рычаг; 2 — тяги проводки управления; 3 — роликовая направляющая или качалка; 4 — балансиры массы проводки управления; 5 — двуплечая качалка, компенсирующая температурные изменения длины герметической части фюзеляжа; 6 — кронштейн навески руля; 7 — рычаг управления руля; 8 — двуплечий рычаг; 9 — пружинные загрузчики командного рычага; 10 — механизм триммирования (снятия нагрузки); 11 — гидравлический или электрогидравлический рулевой привод; 12 — дифференциальная качалка — параллельный суммирующий механизм командных сигналов; 13 — рулевой агрегат автопилота с механизмом подключения к проводке и отключения; 14 — суммирующее устройство электрических сигналов; 15 — прямые и обратные электрические связи АБСУ с золотниками рулевого агрегата; 16 — центрирующая и пружинная тяга; 17 — сигнализация положения руля (датчик и индикатор); 18 — датчик положения командного рычага (потенциального типа); 19 — электропроводка прямой и обратной связи; 20 — система встроенного контроля с ручным переключением; 21 — АБСУ; 22 — рулевая проверность.

Все перечисленные виды нагрузок и эксплуатационных факторов, воздействующих на системы управления, вызывают при длительной эксплуатации появления и отказов. Так, например, при выработке деталей шарнирных соединений появляются люфты в проводке управления, явления износа происходят в тросовой проводке, трубчатых тягах управления, имели место случаи разрушения деталей гидропривода закрылков, появления неисправностей в системе стопорения рулей, управления триммерами. Но наибольшее влияние на снижение уровня безопасности полетов оказывают нарушения технологической дисциплины при выполнении таких операций при техническом обслуживании, как регулировка системы управления (например, неправильное соединение проводки элеронов после замены тросов на секторной качалке; отсутствие контровки танкерных соединений тросов или болтовых соединений шарниров тяг). Такие неисправности и нарушения связаны не только с низкой технологической дисциплиной технического состава, но и с недостаточным контролем и требовательностью инженерного состава.

16.2. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Анализируя конструктивные особенности и виды работ по диагностированию и техническому обслуживанию различных типов систем управления, можно выделить общие виды работ, выполняемые на любом типе системы, и особенности технического обслуживания проводки управления трубчатыми тягами и тросовой проводки.

К общим видам работ можно отнести проверку состояния рулевых поверхностей, элементов механизации крыла, узлов их подвески и рычагов управления. При этом проверяют целостность узлов, надежность контровки, отсутствие коррозии, величину люфтов. Например, суммарный люфт в узлах крепления триммеров по задней кромке при приложении усилия в 100 Н допускается для отдельных самолетов не более 2...3 мм.

Кроме того, проверяют надежность сочленения частей штурвальных колонок, каркаса и педалей ножного управления, состояние звездочки и бесшумной цепи в головках штурвальных

колонок. Согласно картам смазки, где указывается тип смазки, периодичность и способ ее нанесения, производится замена смазки в шарнирных соединениях проводки управления, а также в корпусах гермовыводов. Производится также проверка герметичности корпусов, плавность хода штоков, состояние корпусов гермовыводов.

При техническом обслуживании проводят дефектацию конструктивных элементов системы стопорения (она может быть механическая, электромеханическая дистанционная или автоматическая рулевыми приводами), а также проверку ее работоспособности. Кроме этого, в стопорных механизмах проверяют зазор между стопорным пальцем и гнездом и заход стопорного штока в гнездо (в застопоренном положении).

Работоспособность гидравлических усилителей проверяют при наличии рабочего давления в гидросистеме, обращая внимание на плавность хода штурвала, герметичность изделий, Правильность и углы отклонения рулевых поверхностей при перекладке рычагов в кабине.

Оценку технического состояния системы управления производят также методом замера суммарного усилия трения в проводке. Наличие повышенного трения в любой проводке управления свидетельствует о необходимости поиска в ней неисправных элементов и устранения причин. Методика проверки усилий трения предусматривает применение специальных динамометров и строго определенных зон их крепления, а также лимитированных допусков. Например, в проводке управления рулями некоторых типов самолетов не более 50...120 Н, а триммерами рулей 20...30 Н.

При выполнении ряда форм технического обслуживания или после замены отдельных конструктивных элементов системы управления производят частичную или полную проверку регулировки системы и необходимое подрегулирование отдельных элементов. Важность этого состоит в том, что любые неправильно выполненные демонтажно-монтажные работы в системе управления могут привести к обратному действию рулей (например, элеронов, триммеров), рассоединению проводки или другим нежелательным явлениям. Исходя из этого основными принципами проверки регулировки являются проверка соответ-

ствия отклонения рулевых поверхностей отклонению рычагов в кабине и величины их отклонения.

Жесткая проводка в системе управления, выполненная с помощью трубчатых тяг, имеет свои особенности обслуживания. Для предупреждения резонансных колебаний тяг управления устанавливают часто опоры, что усложняет конструкцию и объемы работ при техническом обслуживании. Совпадение частот собственных колебаний тяг с вынужденными (от других источников) может привести к их разрушению при эксплуатации в результате усталостных явлений. Резонансные колебания тяг зачастую невозможно ощутить на рычагах управления, что затрудняет их своевременное обнаружение и устранение истинной причины. Несмотря на конструктивные меры по предотвращению резонансных колебаний, они могут появиться при возникновении ряда неисправностей. Собственная частота первого тона колебаний тяги с шарнирным соединением:

$$\nu = \frac{\pi}{2l^2} \sqrt{\frac{EI}{m}}$$

где l — длина тяги; EJ — жесткость тяги при изгибе, Н м₂; m — погонная масса тяги, Н с²/м.

Следовательно, частота колебания тяги может отклоняться от расчетной вследствие изменения ее длины, жесткости при изгибе или погонной массы (может изменяться при замене типа материала). Большой износ тяг, роликов направляющих или нарушения их регулировки могут привести к тому, что тяга (при больших зазорах) не будет касаться отдельных направляющих. Это приводит к изменению расстояния между опорами (длины тяги) и соответственно амплитуды и частоты, что может вызывать резонансные явления и даже разрушение тяги. Поэтому при обслуживании проверяют зазоры между роликами направляющих и трубами тяг. На ряде самолетов зазоры должны быть 0,15...0,6 мм. При превышении максимального значения зазора можно один из роликов поставить с увеличенным диаметром. После дефектации требуется заменять также ролики, имеющие повреждения.

Весьма малые суммарные зазоры (ниже допустимых) между роликами и тягой вызывают повышенное трение в этих узлах, а при появлении в полете упругих деформаций конструктивных элементов планера они могут вызвать заклинивание системы управления. Наряду с этим при дефектации элементов жесткой проводки обращают внимание на отсутствие на тягах, качалках, рычагах вмятин, забоин, трещин и других повреждений, являющихся концентраторами напряжений. Подлежат контролю резьбовые регулируемые наконечники тяг, которые не должны выходить за пределы контрольных отверстий, а также все виды контровок разъемных соединений элементов управления.

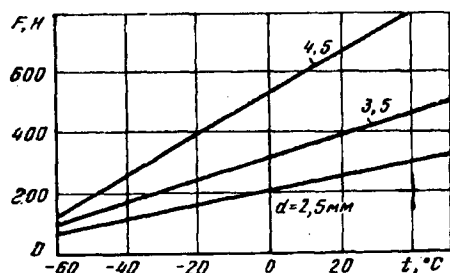
Проверяют выработку тяг под роликовыми направляющими. При достижении ее значения 0,5 мм тягу следует повернуть в направляющих роликах на 180°, а при повторной такой же выработке – заменить, соблюдая правила маркировки и технологии замены.

Наличие люфтов в соединениях жесткой проводки может привести не только к запаздыванию отклонений рулей, но и к вибрации рулей или других конструктивных элементов системы. При длительном воздействии вибрационных нагрузок, например, из-за больших зазоров в узлах крепления триммера может произойти разрушение этих узлов, а затем и узлов крепления руля. По этой же причине могут разрушиться кронштейны, узлы навески, рычаги, тяги и другие элементы, что приведет к отказу системы управления.

В ряде систем управления проверяют значение суммарного люфта в проводке по перемещению соответствующей рулевой поверхности при приложении определенного усилия и зафиксированных рычагах управления. Наибольшие допустимые люфты в проводке управления, замеренные по перемещению задней кромки руля, составляют 2...8 мм. Устранение недопустимых люфтов производят заменой деталей шарнирных узлов соединения тяг и узлов крепления конструктивных элементов.

Техническое обслуживание тросовой проводки управления предусматривает периодическую проверку состояния тросов и их наконечников в местах заделки тандерных соединений, кронштейнов крепления направляющих, роликов, ограничителей и других деталей. Особое внимание следует уделять (не-

смотря на простоту выполняемых операций) оценке технического состояния контровки тандерных и других разъемных соединений тросовой проводки. Периодически проверяют также натяжение тросов и сопоставляют его значение с требуемым (рис 16.2).



16.2. Зависимость силы натяжения тросов от температуры

Натяжение тросов системы управления зависит преимущественно от температуры наружного воздуха, так как площадь сечения троса, модуль упругости и коэффициенты линейного расширения применяемых материалов в эксплуатации практически не изменяются. Вследствие разницы коэффициентов линейного расширения материалов стальных тросов и дюралюминиевой конструкции элементов планера (примерно в 2 раза) ошибки в регулировке на земле (при положительной температуре) могут оказать существенное влияние на работоспособность системы управления в полете (при отрицательной температуре).

При этом значительное ослабление тросовой проводки может вызвать соскакивание тросов с роликов, повышенное трение в проводке, быстрый износ троса или отказ системы управления из-за полного заклинивания.

По системе управления стабилизатором при техническом обслуживании проводят оценку технического состояния гидро- (или электро) приводов, карданной подвески, гаек и ходового винта, направляющей. Проверяют работоспособность от всех гидромоторов электродвигателей и каждой подсистемы резервирования.

16.3. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МЕХАНИЗАЦИЕЙ КРЫЛА

Системы управления механизацией крыла (закрылки, предкрылки) также имеют резервирование, поэтому работоспособность и время полной уборки-выпуска проверяют от двух и одного гидромотора электродвигателя. Кроме того, проверяют состояние узлов подвески и их подшипников, монорельсов, винтовых подъемников, редукторов, трансмиссии и ее соединений (карданов, шлицевых муфт) и т.д., производят замер люфтов в сочленениях, осевых перемещений в шлицевых соединениях, а также биение валов трансмиссии.

Согласно картам смазки заменяют смазку во всех подвижных соединениях.

При техническом обслуживании управления в соответствии с нормативно-технической документацией требуется соблюдать правила охраны труда при работе на высоко расположенных частях самолета, сосудами высокого давления (в гидроприводах), с инструментом, оборудованием и др.

Глава 17. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ГИДРОГАЗОВЫХ СИСТЕМ

17.1. УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ И ФАКТОРЫ РАБОТОСПОСОБНОСТИ

В течении типового полета в определенной последовательности работают, как правило, все потребители гидравлической системы. Поскольку нагрузки носят случайный характер, их изменения в полете могут быть представлены как случайные процессы, рассмотренные с единых позиций в соответствии с наличием у них тех или иных признаков. Это обуславливает возможность классификации действующих нагрузок на три основных типа (рис.17.1).

К первому типу нагрузок относятся такие, которые обусловлены стационарными случайными процессами(рис.17.1, а). К ним относятся случайные процессы изменения вибронапряжений в трубопроводах при установившихся режимах полета, изменение давления в напорной магистрали насосов при работе гидравлических усилителей в полете при турбулентной атмосфере и т.д. Известно, что именно такие нагрузки вызывают усталостные разрушения элементов гидросистем, подверженных влиянию вибронапряжений.

К второму типу (рис.17.1, б) относят нагрузки, нестационарные в единичном полете и проявляющие однородность во времени при повторяющихся полетах. К этому классу относятся зависимости, характеризующие изменения температурных режимов гидрогазовых систем в полете, напряжений в силовых элементах фюзеляжа при работе системы наддува гермокабин и др. Изменение температуры рабочей жидкости в гидросистеме оказывает влияние на ход физико-химических процессов в элементах гидросистем, да и в самой жидкости.

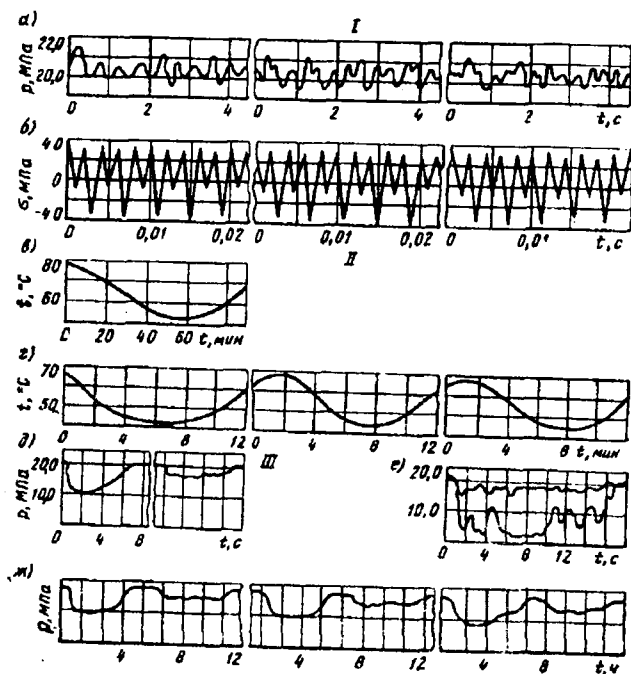


Рис. 17.1. Нагрузки и эксплуатационные факторы, влияющие на работу гидравлических систем:

а – изменение давления в нагнетающей магистрали насоса при работе гидроусилителей; б – изменение вибронапряжения в напорной магистрали: I – стационарные случайные нагрузки; II-III – процессы, нестационарные в единичном полете, но проявляющие стационарность от полета к полету; в – изменение температуры жидкости на самолете в единичном полете; г – то же, но на самолете при трех единичных полетах «по кругу»; д – изменение давления при уборке шасси; е – изменение давления при работе системы поворота передних колес; ж – изменение давления при выпуске и уборке шасси в нескольких полетах

К третьему типу относят нагрузки, представленные на рис.17.1 д, е. Они характеризуются так же, как и предыдущие, нестационарностью в пределах одного полета, однако проявляют определенную устойчивость при повторных полетах. К этому типу относят процессы уборки и выпуска шасси и закрылков, изменение давления в напорной магистрали насосов при работе

системы управления передними колесами и многие другие. На гидроагрегаты, трубопроводы и другие элементы гидрогазовых и других систем оказывают определенное влияние многие внешние нагрузки, испытываемые ЛА в полете. Все это приходится учитывать при анализе возникающих неисправностей и отказов и выявлении их истинных причин. Возникающие неисправности и отказы можно классифицировать на группы.

К первой относят отказы, являющиеся следствием ошибок, допущенных в принципиальных схемах или конструкции устройств. К ним следует отнести: ошибки, связанные с несоблюдением конструкторской и технологической документации при изготовлении; применение некондиционных материалов и элементов; слабый контроль качества изделий в процессе производства. Подобные отказы относят к конструктивно-производственным. Они, как правило, проявляются в начальный период эксплуатации. Встречаются они и после выполнения капитальных ремонтов ЛА, что обуславливает проведение соответствующих мер по их устранению.

К второй группе относят отказы и неисправности, обусловленные нарушением условий работы (небрежной эксплуатацией, несоблюдением оговоренных в технической документации правил эксплуатации). Подобные отказы носят случайный характер и могут проявляться не только в начальный период эксплуатации. Их устранение возможно лишь при условии выявления причин, их вызывающих, анализа и изучения условий работы устройств в гидросистемах, учета всех эксплуатационных факторов, оказывающих влияние на изменение технического состояния изделий, определения оптимальных режимов профилактического обслуживания. Таким образом, устранение отказов, отнесенных к второй группе, связано с проведением дополнительных исследований в эксплуатационных или лабораторных условиях, а также изучением реальных условий эксплуатации.

К третьей группе относят отказы и неисправности, которые обнаруживаются в устройствах, в основном удовлетворительно спроектированных и изготовленных, испытанных и эксплуатируемых с соблюдением требований конструкторской, технологической и эксплуатационной документации.

Детальный анализ подобных отказов и неисправностей показывает, что в этом случае имеют место конструкторские и технологические ошибки, но такие, выявление, предупреждение и устранение которых требует глубокого знания физико-химических процессов в материалах, элементах и схемах устройств, изучения зависимости этих процессов от воздействующих на них факторов, учета при проектировании всех возможных реальных условий и режимов эксплуатации, закономерностей изменения характеристик элементов при заданных условиях и режимах эксплуатации.

17.2. ТИПОВЫЕ ОТКАЗЫ ГИДРОГАЗОВЫХ СИСТЕМ

Опыт показывает, что в гидрогазовых системах разных типов свыше 90% всех отказов составляют частичные отказы гидроагрегатов, которые не приводят к отказу всей системы, и лишь около 10% – полные отказы, которые влияют на безопасность полетов. К ним относятся и полные отказы резервных каналов, поскольку в большинстве случаев они имеют идентичную физическую основу и различаются лишь по своим последствиям в зависимости от того, возникают ли они, например, в резервированном или нерезервированном гидроприводе,

Анализ эксплуатации современных гидрогазовых систем ЛА и систем жизнеобеспечения показывает, что до 60% всех отказов относятся к параметрическим, а 40% к функциональным. Внешние и внутренние утечки в системе считают параметрическими отказами, за исключением струйных, которые называют функциональными. К последним также относят повреждения механических элементов гидросистем и случаи динамически неустойчивой работы гидроприводов.

Большинство отказов гидроприводов (до 45%) связано с выходом из строя уплотнений подвижных элементов и неподвижных соединений. Среди них имелись отказы и полуподвижных уплотнений, как, например, поршня тормоза, а также золотниковых элементов с весьма малым (менее 1 мм) смещением при работе. К отказам механических элементов гидросистем относят разрушения, потертости, коррозию трубопроводов и соедине-

ний, корпусов агрегатов и др. Так, разрушения трубопроводов наблюдаются чаще всего поперечные (рис. б) и по образующей (рис. а). Первые, как правило, возникают вследствие поперечных колебаний и вибраций, вызванных механическим и параметрическим возбуждением; вторые обусловлены колебаниями давления рабочей жидкости и наиболее часто встречаются у криволинейных трубопроводов, имеющих овальность поперечного сечения в месте изгиба. Основной вид отказов гидромеханических золотниковых распределительных устройств – повышенное усилие страгивания. Таких отказов наблюдается до 60%, в том числе и заклинивание золотников. До 20% отказов золотниковых распределительных устройств связано с утечками по уплотнениям привода золотника. Значительная часть отказов гидравлических агрегатов, имеющих электроэлементы управления, связана с их повреждениями при исправном золотниковом устройстве. Таким образом, наименее надежными элементами гидрогазовых систем ЛА являются уплотнения, электрогидравлические и гидромеханические распределительные устройства и некоторые механические элементы, число отказов которых достигает 90%.

Наличие в современных гидрогазовых системах ЛА большого числа гидравлических и электрогидравлических агрегатов с золотниковыми парами, имеющими весьма малые зазоры (5-10 мкм), обуславливает особые требования к чистоте рабочей жидкости. Попадание в зазор посторонних частиц приводит не только к увеличению сил трения, изменению времени срабатывания или даже заклиниванию золотников, но и к нарушению поверхностного слоя, появлению царапин, износа и, как следствие, нарушению нормального потока жидкости, возрастанию внутренних утечек в системе. Причинами появления посторонних частиц в жидкости и ее засорения могут быть небрежное обслуживание и попадание частиц, например, при дозаправке баков, при проверке работоспособности систем от наземных стендов и т.д. Кроме того, много неприятностей приносят продукты износа трущихся соединений некоторых агрегатов, например насосов, гидропневматических аккумуляторов, гидроцилиндров и т.д. Особенно опасным является интенсивный износ деталей, изготовленных из алюминиевых сплавов.

При работе в парах трения они оказываются нестойкими против износа и легко заклиниваются. Возникающие при этом продукты износа содержат окись алюминия в виде твердых частиц, играют роль абразива и засоряют систему.

Частая причина ненормальной работы гидросистемы и даже ее отказа – попадание воздуха в систему. Он нарушает работу насосов, способствует возникновению кавитации, а в тормозной системе приводит к уменьшению эффективности тормозов, увеличению времени затормаживания и растормаживания. Это в свою очередь приводит к перегреву тормозов и их отказу. Чаще всего воздух попадает в систему при несоблюдении элементарных норм и правил обслуживания. Удаление воздуха из системы представляет собой трудоемкий и сложный процесс. Для стравливания воздушных пробок из отдельных участков системы ослабляют соединения трубопроводов, если для этого не предусмотрены специальные штуцера, и сливают часть жидкости, наблюдая наличие воздуха по пузырькам и пене. Для окончательного вытеснения воздушных пробок ЛА вывешивают на подъемниках и осуществляют выпуск и уборку шасси, включают другие потребители, с тем чтобы вся жидкость в системе прошла через бак.

17.3. АНАЛИЗ ОТКАЗОВ И НЕИСПРАВНОСТЕЙ ПО ГИДРОСИСТЕМЕ САМОЛЕТОВ RJ-85 ЗА ПЕРИОД С 1997 ПО ИЮНЬ 2002 г. И СПОСОБЫ ИХ УСТРАНЕНИЯ

В процессе анализа отказов и неисправностей по гидросистеме была изучена бортовая и техническая документация самолетов RJ85 UK80001, UK80002 и UK80003 за истекший период.

Обнаружено 202 записи по гидросистеме, из них 10 записей по UK80001, 126 записей по UK80002, 66 записей по UK80003.

UK80001

Из 10 обнаруженных записей 7 по плановым работам, 2 записи по выполнению сервисного обслуживания SB RJ-29-42 и 1 запись по дефекту.

05.03.98. Гидроаккумулятор зеленой гидросистемы не удерживает давление зарядки азотом.

Была произведена перестановка гидроаккумулятора входной лестницы на гидроаккумулятор зеленой гидросистемы. Оформлен DIL № 26507. 05.05.98 гидроаккумулятор входной лестницы был заменен на новый.

UK80002

Из 126 обнаруженных записей 18 по плановым работам и 108 по дефектам. Наиболее частыми и существенными дефектами являются:

- Течь гидрожидкости по фланцу гидронасоса.
- Срабатывание сигнализации о перегреве гидрожидкости.
- Неисправность агрегата передачи энергии PTU.

UK80003

Из 66 обнаруженных записей 7 по плановым работам и 59 по дефектам. Наиболее частыми и существенными дефектами являются:

- Течь гидрожидкости по фланцу гидронасоса.
- Неисправность клапана включения гидронасоса.
- Неисправность датчиков низкого давления.

Количество дефектов по годам приведена в таблице 17.1.

Таблица 17.1

A/C	1997	1998	1999	2000	2001	2002
UK80001	0	1	0	0	0	0
UK80002	4	4	10	3	3	4
UK80003	0	6	6	3	7	8

По дефекту течи гидрожидкости из под фланцев гидронасоса был сделан запрос на компанию BAE SYSTEMS. 21.08.2001 г. получен ответ, что компания «VICKERS» производитель гидронасосов проводит расследование данного дефекта и готовит внедрение новой модификации гидронасоса (Mod. 5) с увеличенной толщиной анодированного слоя корпуса клапанов гидронасоса для предотвращения возникновения точечной коррозии, которая является причиной дефекта.

По дефектам о перегреве гидрожидкости (UK80002 – 5 случаев, UK8 0003 - 1 случай) производились служебные расследования и комплекс работ по устранению дефектов. Основной причиной данного дефекта является разрушение плунжерных пар гидронасоса, что приводит к засорению гидрожидкости, а также повреждению плунжерных пар агрегата PTU. По указанию Госавианадзора была разработана и внедрена программа эксплуатации самолета RJ-85 UK80002 под наблюдение за «желтой» гидросистемой. Среднегодовая наработка на отказ по самолетам UK 80002, UK80003 приведена в таблице 17.2.

Таблица 17.2.

	Общий налет		Годовой налет		Количество дефектов	Наработка на отказ	
	Часы	Циклы	Часы	Циклы		Часы	Циклы
UK80002							
1997	1131,42	1127	1131,42	1127	4	282,8	281,75
1998	3185,39	2990	2053,97	1863	4	513,4	465,75
1999	4820,18	4341	1634,79	1351	10	163,4	135,10
2000	6695,51	5894	1875,33	1553	3	625,1	517,67
2001	8545,19	7244	1849,68	1350	3	616,5	450,00
2002	9501,21	7966	956,02	722	4	239,0	180,50
UK80003							
1997	40,45	26	40,45	26	0		
1998	2209,49	1949	2169,04	1923	6	361,5	320,50
1999	4061,37	3340	1851,88	1391	6	308,6	231,83
2000	5772,34	4879	1710,97	1539	3	570,3	513,00
2001	7722,22	6262	1949,88	1383	7	278,5	197,57
2002	8684,39	7023	962,17	761	8	120,2	95,13

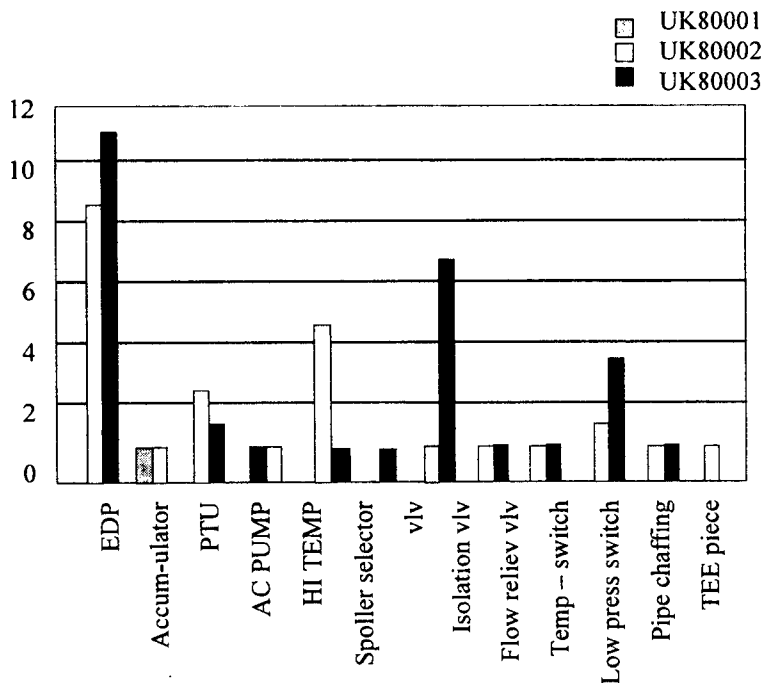


Рис. 17.2. Диаграмма количества отказов и неисправностей по гидросистеме самолетов RJ85 UK80001, UK80002, UK80003 за период эксплуатации с 1997 по июнь 2002 г.

На основании проведенного анализа дефектов по гидросистеме, с целью уменьшения количества отказов и неисправностей Усчитаем необходимым-произвести следующие работы:

- Произвести запрос на компании BAE SYSTEMS и VICKERS о сроках окончания работ по модификации гидронасосов и планируемых сроках поставки гидронасосов для замены не модифицированных агрегатов на доработанные.

- Проработать с компаниями BAE SYSTEMS и «Spectro oil analysis company limited» вопрос о возможности прогнозирования загрязнения гидрожидкости.

- Произвести проверку качества технического обслуживания гидросистемы инженерно-техническим составом цеха RJ-85.

- Произвести проверку состояния терморегистрирующих лент на предмет их целостности и работоспособности.
- Провести с ИТС цеха RJ85 повторную тех.учебу по особенностям эксплуатации гидросистемы самолета в летний период, а также о порядке эксплуатации гидросистемы ВС под наблюдением.

Исходя из вышеизложенного нами будет рекомендован модернизированный узел плунжерной пары гидронасоса с разработкой технической документации для создания конструкции.

17.4. НАЗНАЧЕНИЕ СИСТЕМ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ

Системы жизнеобеспечения на современных пассажирских ЛА предназначены для обеспечения нормальных условий жизнедеятельности экипажа и создания максимального комфорта для пассажиров на всех этапах полета и обеспечивают: кондиционирование воздуха совместно с отоплением и вентиляцией герметической кабины; автоматическое регулирование давления воздуха в кабине; теплозвукоизоляцию; подачу кислорода членам экипажа и пассажирам в случае необходимости. Все это создает в целом нормальные физиологические и гигиенические условия для пассажиров и членов экипажа. В конструкции систем жизнеобеспечения эксплуатируемых и вновь проектируемых ЛА, как правило, используются изделия и материалы, хорошо зарекомендовавшие себя на эксплуатируемых самолетах типов Ил-62, Ил-76, Ил-86. Кроме того, при проектировании закладывается большая степень резервирования систем. Все это обеспечивает высокую надежность систем и допускает их эксплуатацию до безопасного отказа входящих в систему агрегатов. Кроме того, предусматривается возможность контроля экипажем работы системы в полете с помощью средств встроенного контроля.

Компоновка агрегатов в системе обеспечивает хороший доступ для их замены в случае отказа. Часть параметров регистрируется на МСРП, что позволяет оценить работу системы в полете и при техническом обслуживании. Так, в частности, на самолете Ил-86 выполняется запись на МСРП-256 следующих аналоговых параметров: расхода воздуха в каждой из четырех подсистем, которые отбирают воздух от компрессоров двигателя.

лей; утечки воздуха во всех четырех подсистемах; перепада между давлением воздуха в кабине и атмосфере и др. На земле до запуска двигателей воздух в систему подается от вспомогательной силовой установки (ВСУ). Система жизнеобеспечения современных ЛА имеет один функциональный отказ, заключающийся в потере ее работоспособности. В этом случае для благополучного завершения полета экипажу необходимо снизить ЛА до безопасной высоты 3000 м. Такая ситуация классифицируется как опасная и требует решительных действий от экипажа по изменению режима и эшелона полета. Во всех других случаях, связанных с частичным отказом подсистем или их агрегатов, ситуация не превышает усложнений условий полета. Указанные обстоятельства и обуславливают соответствующую программу ТОиР.

Организуя ТО системы жизнеобеспечения, следует помнить, что важнейшей задачей остается сохранение герметичности фюзеляжа и кабин. Герметизация фюзеляжа обеспечивается тем, что болты и заклепки на герметичных участках фюзеляжа устанавливаются с натягом с последующим покрытием герметиками мест возможной утечки воздуха. Используются герметики трех типов: ВИТЭФ-1, ВЭР-1 и У-ЗОМЭС-5. Кроме того, в некоторых случаях применяют герметизирующую ленту У-20А. Герметизация дверей осуществляется резиновыми профилями. Герметичная обшивка фюзеляжа является основным элементом конструкции, воспринимающим избыточное давление и определяющим ресурс планера. Даже незначительное повреждение обшивки может привести к серьезным разрушениям конструкции. Поэтому следует уделять особое внимание ее осмотру и строго выполнять работы, предусмотренные регламентом.

Существенная роль отводится предполетной подготовке системы жизнеобеспечения, при этом важную роль играет внешний осмотр ЛА. При осмотре необходимо убедиться, что сняты заглушки с воздухозаборников и входных патрубков. В кабине производят осмотр приборов и рычагов управления для выявления их исправности, правильного положения, наличия соответствующей сигнализации. Кроме того, проверяют размещение, комплектность и исправность переносных и стационарных кислородных приборов и выполняют другие работы.

17.5. ПРОФИЛАКТИЧЕСКИЕ И РЕГУЛИРОВОЧНЫЕ РАБОТЫ

Большинство гидроагрегатов имеют золотниковые пары, характеризующиеся малыми зазорами между рабочими элементами (5-10 мкм), высокой точностью изготовления деталей и чистотой поверхности рабочих деталей, небольшими относительными возвратно-поступательными перемещениями деталей. Это предъявляет особые требования к чистоте применяемой жидкости.

Засорение рабочей жидкости посторонними частицами, обусловленное несовершенством средств заправки, попаданием пыли из воздуха, износом рабочих элементов или небрежным обслуживанием усложняет работу гидроагрегатов. Попадание в зазор посторонних частиц приводит к увеличению сил трения, времени срабатывания и даже заклиниванию рабочих элементов. Анализ технического состояния агрегатов на ремонтных заводах свидетельствует об опасности интенсивного износа деталей, изготовленных из алюминиевых сплавов. Продукты износа, содержащие окись алюминия в виде твердых частиц, играют роль абразива и засоряют гидросистему, рабочие элементы. Все это вынуждает уделять особое внимание фильтрации жидкости и обслуживанию фильтров. Эти работы предусмотрены регламентом ТО и обязаны выполняться в соответствии с установленной периодичностью.

Высокие рабочие давления в системах обуславливают необходимость контроля герметичности соединений трубопроводов, агрегатов с трубопроводами и герметичность узлов уплотнений агрегатов. Эта работа выполняется при ТО и чаще всего осуществляется визуальным осмотром соединений трубопроводов и агрегатов в доступных местах, когда система находится под рабочим давлением.

Внешняя или внутренняя негерметичность в системах с насосами нерегулируемой производительности и автоматами разгрузки насосов приводит к более частому срабатыванию автомата разгрузки, повышенным пульсациям давления в системе и, как следствие, разрушению трубопроводов и соединений, корпусов фильтров и других агрегатов, а в системах с насосами ав-

томатически регулируемой производительности – к повышению температуры рабочей жидкости, пульсации давления и также динамическим нагрузкам элементов гидросистемы. Таким образом, проверка герметичности системы является важной операцией при любой форме ТО.

К наиболее частым работам, выполняемым при ТО, следует отнести:

- проверку уровня рабочей жидкости в баке; проверку герметичности системы; контроль чистоты рабочей жидкости и промывки фильтров;

- проверку зарядки гидропневматических аккумуляторов азотом, их герметичности; осмотр трубопроводов, соединений, агрегатов на наличие внешних повреждений, потертостей, коррозии и других дефектов; проверку работоспособности различных потребителей гидросистем (шасси, закрылков и др.) под рабочим давлением от наземных источников питания; проверку работы аварийных систем, ручного гидронасоса, приборов и др. Все эти работы выполняются специалистами в соответствии с действующим регламентом и технологическими указаниями.

Среди других работ, наиболее часто выполняемых при ТО, следует назвать дозаправку гидробака, очистку от грязи элементов системы, находящихся на внешних узлах самолетов, например шасси, и другие работы.

В системе жизнеобеспечения предусматриваются профилактические и регулировочные работы, которые позволяют исключить появление в полете особых ситуаций, создающих опасность для пассажиров и экипажа. К ним прежде всего относятся интенсивная разгерметизация гермоотсека фюзеляжа, перенадув гермоотсека, чрезмерный обратный перепад давления воздуха, повышение предельной температуры свежего воздуха и др.

Перечень соответствующих работ содержится в регламенте конкретного типа ЛА, а порядок их выполнения – в технологических указаниях. В РЛЭ конкретного типа ЛА содержится перечень неисправностей, с которыми можно продолжать полет из промежуточного аэропорта до базового.

При ТО гидрогазовых систем ЛА должны соблюдаться правила техники безопасности. Наиболее трудоемкой операцией является вывешивание ЛА на подъемниках для проверки работы

механизмов шасси. Эта работа проводится под руководством инженера или опытного техника-бригадира. При подготовке к выполнению этой работы впереди и сзади ЛА выставляют предупреждающие табло «Внимание! Производится уборка и выпуск шасси», рабочее место освобождается от посторонних предметов, оно должно иметь бетонированное покрытие и быть укомплектовано соответствующими техническими средствами; ЛА освобождается от груза на борту. Остаток топлива не должен превышать 25% вместимости баков. Если вывешивание производится вне ангара, то скорость ветра не должна превышать 10 м/с. Должны быть также выполнены и другие требования, оговоренные в правилах и инструкции. Работы по подъему ЛА и проверке шасси должны выполняться в строгой технологической последовательности.

Специальных мер предосторожности требуют работы по зарядке систем ЛА сжатыми газами. Следует также помнить, что смеси некоторых газов и веществ, например кислорода и масел, являются взрывоопасными.

Соответствующие инструкции предусматривают правила работы со сжатыми газами.

Заправка гидросистем спецжидкостями должна производиться только на стоянках и с соблюдением действующих инструкций. На них должен быть паспорт и разрешение специальной лаборатории АТБ. Кроме того, для пользования некоторыми спецжидкостями гидросистем существуют свои инструкции, обязательные для исполнения. Во всех случаях при ТО гидрогазовых систем следует не забывать, что они работают при высоких (до 28,0 МПа) рабочих давлениях. Поэтому перед проведением каких-либо монтажных (демонтажных) работ, с агрегатами системы следует обесточить ЛА, сбавить давление в гидросистемах и при сливе жидкости исключить возможность ее пролива, а химически активных жидкостей – попадание на части тела людей. Ответственность за качество работ и пожарную безопасность при заправке ЛА спецжидкостями и зарядке газами возлагается на должностные, лица, организующие и выполняющие эти работы.

Глава 18. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК (СУ)

18.1. ОТКАЗЫ И НЕИСПРАВНОСТИ СУ

Опыт эксплуатации ЛА с газотурбинными двигателями показывает, что наиболее характерными отказами СУ являются отказы двигателей, отказы и неисправности топливной и масляной систем. Статистические данные по отказам авиационных двигателей свидетельствуют о том, что в основном они возникают по конструктивно-производственным причинам. Однако они появляются и по эксплуатационным причинам, таким, как попадание воды, грязи, птиц и других посторонних предметов при запуске и движении ЛА по рулежным дорожкам или ВПП, а также заправке некондиционными жидкостями.

Среди отказов ГТД различают параметрические или постепенные, обусловленные выходом какого-либо параметра за установленный допуск, и внезапные, обусловленные разрушением отдельных деталей и узлов двигателей.

Поскольку основным параметром двигателя является тяга или создаваемая мощность, об отказе двигателя экипаж узнает по уменьшению ускорения ЛА на взлете или стремлению к развороту и крену в сторону отказавшего двигателя.

Наиболее характерны отказы, обусловленные газодинамической неустойчивостью двигателя вследствие отказа или неисправности механизма управления компрессором, системы автоматического регулирования подачи топлива в двигатель, а также разрушения лопаток компрессора и заклинивания вала двигателя и др.

Падение тяги или невыход двигателя на заданный режим возможны также вследствие нарушения регулировки топливного насоса из-за усадки пружин или засорения каналов и жикле-

ров в агрегате, засорения топливных фильтров механическими примесями или их обмерзания при низких температурах из-за наличия воды в топливе.

Подача топлива может также нарушаться вследствие скопления воздуха в качающих узлах насосов или в застойных участках трубопроводов, нарушения герметичности линий командной автоматики топливного насоса-регулятора и т.д.

Заклинивание вала ротора двигателя может происходить вследствие характерных неисправностей системы смазки: недостаточного поступления масла к отдельным подшипникам; изменения зазоров между ротором и корпусом маслоснабсатора, которое приводит при неравномерном остывании к изменению режима работы; недостаточной фильтрации масла от механических примесей и неэффективного воздухоотделения, что нарушает циркуляцию масла, и т.д.

В эксплуатации известны случаи разрушения лопаток компрессора и турбин, вызванные пульсацией газозоудного потока и неравномерностью полей давления и температур, повреждением лопаток посторонними частицами и в отдельных случаях конструктивными недостатками, обусловленными низкой виброустойчивостью, дефектами материала лопаток и т.д.

При эксплуатации силовых установок возможно появление различных неисправностей и отказов в масляной системе. Так, эксплуатация двигателей запрещается, если: давление масла на входе в двигатель не соответствует ТУ; перед запуском двигателя температура масла на входе в двигатель ниже допустимой минимальной (по ТУ для масел МС-8П и МК-8П не ниже -25°C); горит сигнальное табло «Стружка в масле»; физико-химические свойства масла не соответствуют нормам МТУ; перетекание масла из маслоснабсатора в двигатель во время стоянки самолета более 1 л в сутки; имеют место опасные течи горючесмазочных материалов и др.

Масляные системы современных ЛА оборудуются диагностической аппаратурой, позволяющей контролировать давление, температуру, наличие стружки в масле, осуществлять пожарную сигнализацию, К средствам раннего диагностирования можно отнести магнитные пробки для улавливания ферромагнитных

частиц и периодический спектральный анализ проб масел на содержание железа и других металлов.

В настоящее время оценка эксплуатационной надежности авиационных двигателей производится в основном по трем среднестатистическим показателям: наработке, приходящейся на один отказ двигателей в полете, $T_{оп}$; наработке приходящейся на один досрочный съём двигателя, $T_{дсд}$; наработке, приходящейся на одну неисправность, выявленную и устраненную при техническом обслуживании, $T_{оуз}$.

На эксплуатационных предприятиях выполняется оперативный учет этих показателей и сравнение фактических значений ($T_{оп.ф}$, $T_{дсд.ф}$, $T_{оуз.ф}$) с нормативными ($T_{оп.н}$, $T_{дсд.н}$, $T_{оуз.н}$).

Для оперативного решения применяются частные относительные показатели.

$$T_{оп} = T_{оп.ф} / T_{оп.н}, \quad T_{дсд} = T_{дсд.ф} / T_{дсд.н}, \quad T_{оуз} = T_{оуз.ф} / T_{оуз.н}$$

18.2. КОНТРОЛЬ ДИАГНОСТИРОВАНИЕ И ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ СУ

Основное условие успешности контроля технического состояния – контролепригодность СУ конкретных типов ЛА, а также организация работ по контролю на авиационном предприятии.

Отказы СУ можно объединить в четыре группы. К первой следует отнести отказы, приводящие к возникновению особых ситуаций в полете, которые обуславливают специальные действия экипажа по парированию возможных последствий.

Вторая группа отказов при их возникновении в полете не требует специальных действий от экипажа, поскольку не вызывает особой ситуации выше, чем усложнение условий полета. Оперативная выдача информации в этом случае не предусматривается. Однако с такой категорией отказов продолжение полета из промежуточного аэропорта не допускается и они должны устраняться при подготовке к очередному полету.

Третья группа отказов явного проявления не имеет и выявляется только в процессе диагностирования на базовом пред-

приятии. Они подлежат устранению при ТО. Вылет с такими отказами не разрешается.

К четвертой группе отказов относятся такие, которые допускают выполнение полетов, поскольку создают вероятность особой ситуации существенно менее нормируемой. Они подлежат устранению при очередной форме ТО.

Контроль технического состояния СУ осуществляется бортовыми, наземно-бортовыми и наземными устройствами.

Бортовыми средствами контроля в настоящее время оснащаются все ЛА. Эти средства постоянно совершенствуются. Так, в силовой установке самолета Ил-86 контролируются системы: масляная, автоматического регулирования топливной системой, запуска, измерения и регистрации параметров, газоздушный тракт двигателей. Кроме того, оцениваются вибросостояние двигателя, состояние узлов крепления, эквивалент и циклическая наработка, которая характеризует выработку ресурса, тяга на взлетном режиме. Контроль технического состояния двигателей производится на режимах запуска, земного малого газа, взлета, набора высоты, крейсерском режиме, при реверсировании тяги, при переключке РНА, при выдаче сигнала «номинал» от телеметрической системы управления двигателем.

В настоящее время в большинстве случаев обработка всех измеренных в полете параметров осуществляется в наземных условиях вручную или автоматически. Для полноты оценки технического состояния двигателей информация дополняется сведениями, поступающими из лабораторий АТБ, которые используют все доступные им наземные средства. Обработка и анализ измеренных параметров позволяют оценить техническое состояние СУ и, в частности, двигателей и наметить необходимые работы по подготовке их к очередному полету. Для обработки полученной информации, как правило, используются ЭВМ, хотя имеются отдельные этапы ручной обработки. Последняя включает: анализ и отбраковку резко выпадающих случайных значений параметров, которые обусловлены явным сбоем в записи информации; вычисление средних значений по выборкам; определение начала неслучайного изменения параметров, свидетельствующего о начале развития неисправности.

После контроля переходят к диагностированию технического состояния СУ и прогнозу изменения параметров. Контроль, диагностирование и прогноз тесно связаны между собой. Один из методов прогнозирования технического состояния двигателей, разработанный специалистами РКИИГА, основывается на экстраполяции на предстоящий период эксплуатации текущего характера изменения параметров за последние 20 полетов. Экстраполяция осуществляется с помощью специальных полиномов первого и второго порядка. Опыт показывает, что в большинстве случаев ввиду незначительного изменения параметров для прогноза достаточно использовать полиномы первого порядка.

Информация о выполненном полете сохраняется до начала следующей обработки полетной информации по данному двигателю. Карты оценки технического состояния двигателей, находящихся в эксплуатации, сохраняются в лаборатории диагностирования не менее чем за 20 последних полетов.

Подобная методика используется, в частности, для диагностирования состояния двигателей по изменению температуры газов за турбиной. Диагностирование по изменению температуры газов за турбиной осуществляется по эталонной модели $t_{т.пр} = f(n_{ндпр})$ и базовым моделям вида $T_{т.пр}^6 = f(S^6)$. Для построения модели используются формулярные данные, а базовая модель строится по данным наземных опробований СУ при периодических формах ТО.

Высокую ценность имеет также метод диагностирования двигателя по изменению расхода топлива. Однако здесь следует учитывать возможность ошибочных оценок из-за неисправностей датчиков топливомера и датчика-плотномера.

Диагностирование по накоплению продуктов изнашивания в масле основано на оценке общего числа и интенсивности поступления в масло продуктов износа трущихся двигательных поверхностей. Для контроля технического состояния и диагностирования двигателя на основе анализа продуктов изнашивания деталей, омываемых маслом, используются различные методы: контроль фильтров на наличие стружки в масле, контроль при помощи магнитных пробок и др. Перспективным и эффективным методом, нашедшим широкое распространение на практике, является метод спектрального анализа масла. Этот метод ха-

рактизуется высокой чувствительностью и точностью. С его помощью можно выявить до 95% зарождающихся неисправностей деталей, омываемых маслом, за 40...50 ч до возникновения отказного состояния. Квантомер МФС-5, применяемый при диагностировании двигателей этим методом, способен определить содержание в масле следующих элементов: железа, меди, серебра, алюминия, свинца, кремния, магния, хрома, никеля, олова. Метод основан на сжигании небольшой порции масла в электрической дуге, а сам анализ заключается в установлении концентрации продуктов изнашивания в масле. Эту величину сравнивают с допустимой, а самое главное – определяют интенсивность ее повышения от полета к полету, которая и характеризует процесс изнашивания, т.е. развитие неисправности.

По характеру содержащихся в масле примесей определяют предполагаемое место развития неисправности и возможного отказа. Наряду с установкой МФС-5 используется более компактная установка «Барс-3», представляющая собой рентгеновский бездифракционный анализатор. Эта установка позволяет выполнять экспресс-анализ до 16 разновидностей элементов. На авиапредприятиях используются главным образом железо, медь, хром, никель. Принцип действия установки «Барс-3» основан на возбуждении и регистрации характеристического излучения химических элементов, входящих в состав анализируемого вещества. Интенсивность рентгеновского излучения образца находится в определенной зависимости от концентрации этих элементов в исследуемом образце. В том случае, когда двигатель находится на особом контроле по повышенной концентрации какого-либо металла в масле, ЛА выпускается в полет лишь на короткие рейсы с отбором проб масла после каждого полета.

Диагностирование по вибрационным параметрам или виброакустическое диагностирование базируется на использовании информации, содержащейся в колебательных процессах, сопровождающих функционирование ГТД, и относится к динамическим методам диагностирования. Основные направления виброакустического диагностирования связаны с измерением: акустического шума, излучаемого двигателем; пульсации скорости и давления потока в проточной части ГТД; вибрации корпуса двигателя; колебаний рабочих лопаток и других ответственных

элементов ротора турбины; акустической эмиссии деталей ГТД. Съем гидроакустической информации осуществляется с помощью измерительных преобразователей – измерительных микрофонов и вибропреобразователей (ВП). В качестве основных типов микрофонов применяются конденсаторные, а вибропреобразователей – индукционные и пьезоэлектрические. Пьезоэлектрические ВП имеют существенно более широкий частотный диапазон (от долей герц до 20...50 кГц), малые габаритные размеры, массу и большую надежность. Перспективные методы вибродиагностики связаны с анализом структуры вибросигналов и обычно называются методами спектрального анализа вибрации. Основные виды спектрального анализа (полосовой, частотный, синхронный и специальные виды) основаны на изучении тонкой структуры спектра. Этим методом контролируется уровень роторной вибрации и, следовательно, состояние роторов. В турбовентильаторных двигателях возможно измерение в двух частотных диапазонах, так как диапазон изменения частот вращения ротора вентилятора и роторов среднего и высокого давления не перекрывается (в Д-36 – 30...100 Гц и 115...270 Гц).

Примерами устройств, реализующих спектральный анализ вибрации, являются Малогабаритные приборы УМ-3Х (Швейцария) и ВВМ-337 (РФ). Приборы обеспечивают: измерение уровня вибрации в полосе роторных частот (т.е. так же, как и бортовая виброизмерительная аппаратура); частотный анализ в заданном интервале частот; синхронный анализ в рабочем диапазоне режимов (при этом в качестве опорной частоты используется сигнал от штатного или специального датчика частоты вращения, установленного на двигателе); регистрацию результатов анализа с помощью встроенного самописца.

Для контроля рабочих лопаток ГТД могут быть применены методы, основанные на бесконтактном съеме информации. К ним относятся дискретно-фазовый и стробоголографический методы. Первый позволяет определить параметры колебаний лопатки с помощью одного (или нескольких) импульсных датчиков, установленных на корпусе ГТД. Он может быть использован для подбора лопаток на рабочем колесе и контроля автоколебаний. Второй использует различные лазерные устройства.

Получаемые интерферрограммы позволяют, например, выявить трещины лопаток и другие дефекты.

Таким образом, системы автоматизированного контроля значительно повышают оперативность проверки работоспособности систем ЛА и двигателей и безопасность полетов при появлении отказов АТ. На современных ЛА регистрируется более 100 параметров работы двигателя.

18.3. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В отличие от ГТД в рабочих элементах поршневых двигателей имеет место трение качения и скольжения. Трение скольжения сопровождается значительным тепловыделением. Это обуславливает необходимость надежной работы систем смазки и охлаждения.

Поршневые авиадвигатели имеют также довольно сложные системы газораспределения и зажигания, состоящие из многих весьма нагруженных деталей, подверженных в эксплуатации различным отказам и неисправностям. Это обуславливает необходимость проведения соответствующих регулировочных и профилактических работ.

Обычно после каждой посадки двигатель подвергают внешнему осмотру с целью выявления подтекания масла, бензина из соединений агрегатов и сочленений деталей, а также проверяется крепление основных деталей и агрегатов. Осмотру подвергают: картер и маслоотстойник двигателя, трубки слива масла из носка и задней части картера, клапанные коробки цилиндров, кожуха тяг толкателей, соединения направляющих толкателей механизма газораспределения с картером, а также фланцы крепления цилиндров. В задней части двигателя возможно подтекание масла по фланцам крепления агрегатов, а также из резинотканевых соединений трубопроводов и из сот обечайки маслорадиатора.

Для выявления подтекания бензина осматривают карбюратор или агрегат непосредственного впрыска, сочленение их деталей и соединения бензиновых трубопроводов с указанными агрегатами. Осматривают также трубопроводы бензосистем на

участке от карбюратора или агрегата непосредственного впрыска до противопожарной перегородки, другие трубопроводы системы запуска и т.д.

Бывает, что внешним осмотром невозможно определить место вытекания масла, бензина или жидкости гидросистемы вследствие загрязнения двигателя маслом. В таких случаях поверхность двигателя следует очистить от загрязнения, затем запустить двигатель и только после этого можно обнаружить место предполагаемой неисправности. Место подтекания бензина обнаруживается по красным или синим пятнам, если применяется этилированный бензин, или белым пятнам, если применяется неэтилированный бензин.

Характерными работами при техническом обслуживании поршневых авиадвигателей являются обслуживание масляных и бензиновых фильтров, проверка уровня масла в баке, проверка зазоров в системе газораспределения и зажигания, проверка компрессии в цилиндрах и другие работы, предусмотренные регламентом технического обслуживания конкретного типа двигателя.

Обслуживание системы воздушного охлаждения является одним из важных условий нормальной эксплуатации двигателя воздушного охлаждения, особенно в жаркое летнее время. При обслуживании прежде всего очищают охлаждающие ребра цилиндров от грязи, пыли, масла. Затем проверяют их состояние: нет ли трещин, вздутия или шелушения краски, цветов побежалости на металле головок цилиндров и других неисправностей. Во всех случаях техническое обслуживание поршневых двигателей является более трудоемким, чем газотурбинных двигателей. Сложной и трудоемкой, например, является проверка и регулировка зазоров клапанов механизма газораспределения. Эта работа необходима для контроля правильности регулировки фаз газораспределения, т.е. периодов открытия и закрытия клапанов цилиндра по углу поворота коленчатого вала.

Проверка зазоров между роликом и штоками клапанов должна выполняться лишь на холодном двигателе при полностью закрытом положении клапана, когда поршень находится в верхней мертвой точке в такте сжатия. Эта работа требует целого ряда подготовительных работ и специального инструктажа.

Важной работой является обслуживание системы зажигания, которая на поршневых двигателях значительно сложнее, чем на реактивных. Обслуживание сводится не только к внешнему осмотру элементов системы зажигания, но и проверке снятых свечей на специальном стенде.

Периодически выполняется проверка зазоров в прерывателе магнето и их регулировка. Довольно трудоемкая операция – проверка исправности проводов зажигания. Ее обычно называют «прозваниванием». Эту работу важно проводить в зимний период, когда провода зажигания могут быть повреждены при подогреве двигателей перед запуском. Неисправности системы зажигания вызывают тряску двигателя, его неустойчивую работу, уменьшают мощность.

Система питания двигателя бензином, карбюратор или насос непосредственного впрыска также требуют профилактических работ по регулировке и устранению неисправностей путем текущего ремонта. Регулировочные работы при замене двигателя или карбюратора довольно трудоемки и требуют последующего запуска двигателя и высокой квалификации технического состава.

Обслуживание воздушных винтов прежде всего требует внешнего осмотра лопастей. Особенно важно внимательно осмотреть передние и задние кромки лопастей и убедиться, что нет вмятин, трещин, других дефектов. Далее выполняются проверка крепления лопастей, отсутствия люфта, биения и другие работы, предусмотренные регламентом. Чтобы убедиться в отсутствии тряски, работу воздушного винта проверяют при запуске на всех режимах.

Конкретные типы поршневых двигателей могут подвергаться дополнительным профилактическим работам, которые указываются в регламенте ТО.

18.4. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ МОДУЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Модульные двигатели (рис.18.1) обладают определенными преимуществами при техническом обслуживании. Они обладают высокой контролепригодностью, доступностью, взаимоза-

няемостью. При техническом обслуживании и ремонте не требуется съем и разборка всего двигателя, а только того модуля, где обнаружена неисправность. Легкость и быстрота съема модулей обеспечивается надежным, легкодоступным стационарным креплением агрегатов модулей, применением легкоразъемных трубопроводов, болтов соединений корпусов модулей, хомутов, минимальными требованиями по балансировке и применением встроенных в модули подшипников.

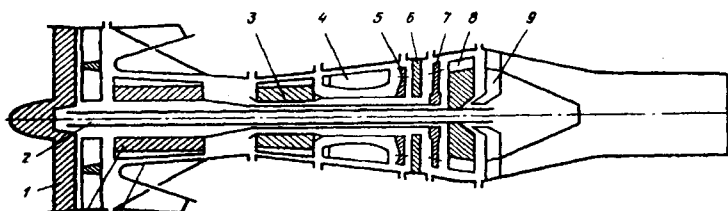


Рис. 18.1. Схема модулей двигателя Д-36:

1 — компрессор высокого давления; 2 — ротор турбины высокого давления; 3 — вал вентилятора; 4 — камера сгорания; 5 — спрямляющий аппарат вентилятора; 6 — компрессор низкого давления; 7 — колесо вентилятора; 8 — турбина вентилятора; 9 — узел задней опоры; 10 — коробка приводов; 11 — корпус опоры турбины; 12 — ротор турбины низкого давления

Диагностирование двигателей, поиск неисправностей и оценка технического состояния облегчаются применением лючков для введения эндоскопов, с помощью которых определяется состояние внутренних деталей двигателя, а также рациональным размещением датчиков температуры и давления вдоль газового тракта двигателя.

Конструкция двигателя позволяет рассматривать его не как единый агрегат, а как сумму модулей, каждый из которых имеет свой номер и индивидуальную регистрацию наработки. По результатам доводочных и прочностных испытаний, проводимых в ОКБ или на серийном заводе, определяется для каждого модуля своя номенклатура деталей с назначенным ресурсом,

если отказ непосредственно влияет на безопасность полета и исключена возможность непрерывного или периодического контроля параметров. В этом случае модули эксплуатируются до выработки ресурса или появления неисправностей.

Поиск и определение характера неисправностей остается важной задачей для эксплуатации. Так, для модулей газового тракта характерны две категории неисправностей: неисправности, приводящие к ухудшению характеристик двигателя, и дефекты, вызывающие уменьшение прочности конструкции. Возможны и такие неисправности, которые могут вызывать ухудшение характеристик и снижение прочности. Диагностирование и прогнозирование технического состояния двигателей осуществляется всеми доступными методами, описанными ранее, а также с помощью средств непрерывного контроля на борту ЛА и другими методами неразрушающего контроля. Причем для определения неисправностей, вызывающих ухудшение характеристик двигателя, обычно применяются прямые методы (бортовые и наземные), а для выявления прочностных неисправностей – методы косвенных измерений. В последнем случае используемые методы должны обеспечивать возможность локализации неисправностей модулей. Это и составляет основную особенность и принципы модульного технического обслуживания и ремонта.

Эксплуатационники должны учитывать, что характеристики отдельных модулей газоздушного тракта двигателей определяются значениями некоторых основных параметров. Например, ухудшение характеристик вентилятора или компрессора проявляется в изменении производительности или изменении адиабатического КПД процесса сжигания. Неисправности модуля турбины проявляются в изменении эффективности проходного сечения соплового аппарата или адиабатического КПД процесса расширения. Параметры эти независимы, и их невозможно измерить непосредственно. Однако в результате измерений соответствующих температур, давлений, расхода топлива и частоты вращения роторов по всему тракту двигателя и расчета газового тракта с использованием ЭВМ вышеуказанные параметры могут быть определены в явном виде. Это свидетельствует о том, что применение модульных и других перспективных двигателей

предусматривает использование автоматизированных средств контроля с использованием бортовых и наземных ЭВМ.

Модульный метод технического обслуживания и ремонта имеет свои преимущества лишь в случае различной интенсивности отказов модулей. Если они обладают одинаковой интенсивностью отказов, то преимущество модульного метода. Опыт эксплуатации отечественных и зарубежных двигателей показывает, что по интенсивности отказов модули существенно отличаются друг от друга. Максимальный коэффициент использования двигателей можно получить лишь при обеспечении правильного соотношения модулей, определяемого по интенсивности отказов, внедрении средств автоматизированного контроля и оснащения АТБ базовых аэропортов соответствующим оборудованием, стендами и квалифицированными специалистами по диагностированию и прогнозированию надежности двигателей.

18.5. СИСТЕМЫ ЗАПУСКА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ (ГТД)

Несмотря на многообразие систем газотурбинных двигателей, они все имеют стартер, обеспечивающий предварительную прокрутку ротора двигателя, источник энергии, необходимый для работы стартера, устройства, обеспечивающие подачу топлива и зажигание горючей смеси в камерах сгорания, агрегаты, обеспечивающие подачу топлива и зажигание горючей смеси в камерах сгорания, агрегаты, обеспечивающие автоматизацию процесса запуска. Наименование систем запуска определяется типом стартера и источником питания.

К системам запуска предъявляются следующие основные требования, которые направлены на обеспечение:

- надежного и устойчивого запуска двигателя на земле в диапазоне температур окружающего воздуха от -60 до $+60^{\circ}\text{C}$. Допускается предварительный подогрев ТРД при температуре ниже -40°C , а ТВД – ниже -25°C ;
- надежного запуска двигателя в полете во всем скоростной и высот полета;

– продолжительности запуска ГТД, не превышающей 120 с, а для поршневых 3...5 с;

– автоматизации процесса запуска, т.е. автоматического включения и выключения всех устройств и агрегатов в процессе запуска двигателя;

– автономности системы запуска, минимальных затрат энергии на один запуск;

– возможности многократного запуска;

– простоты конструкции, минимальных габаритных размеров и массы, удобства, надежности и безопасности в эксплуатации.

В настоящее время наибольшее применение находят системы запуска, в которых для предварительной прокрутки ротора двигателя используются электрические и воздушные стартеры. Соответственно и системы получили название – электрические и воздушные. Источники энергии стартеров могут быть бортовыми, аэродромными и комбинированными.

Автоматизация процесса запуска двигателей может осуществляться по временной программе независимо от внешних условий, по частоте вращения ротора двигателя и по комбинированной программе, где одни операции выполняются по времени, а другие по частоте вращения.

При выборе типа системы запуска для того или иного двигателя учитываются многие факторы, наиболее существенными из которых являются: мощность стартера, масса, габаритные размеры и надежность системы запуска.

Электрическими системами запуска двигателей называются такие системы, в которых в качестве стартеров используются электродвигатели. Для запуска ГТД применяются электростартеры прямого действия, у которых осуществляется непосредственная связь через механическую передачу с ротором двигателя. Электростартеры рассчитаны на кратковременную работу. В последнее время получили широкое применение стартер-генераторы, которые при запуске двигателя выполняют функцию стартеров, а после запуска – функцию генераторов.

Электрические системы запуска достаточно надежны в работе, просты в управлении, позволяют легко автоматизировать процесс запуска, а также просты и удобны в обслуживании. Они

используются для запуска двигателей, имеющих сравнительно небольшие моменты инерции, или когда время вывода их на режим малого газа сравнительно велико. Для запуска двигателей с большими моментами инерции или при сокращенном времени выхода на режим малого газа требуется увеличение мощности стартеров. Для электрических систем характерно значительное увеличение их массы и габаритных размеров при увеличении мощности стартера, что вызывается как увеличением массы самих стартеров, так и источников питания. В этих условиях массовые характеристики электрических систем могут оказаться значительно хуже других систем запуска.

В качестве бортовых источников энергии используются аккумуляторные батареи и турбогенераторные установки. Аэродромными источниками электроэнергии при запуске двигателей являются передвижные электроагрегаты (АПА) или стационарные колонки.

В настоящее время применяются электростартеры постоянного тока. Угловая скорость вращения их в процессе запуска автоматически регулируется по заранее выбранному закону, обеспечивающему оптимальные условия работы стартера. Она может быть выражена следующей зависимостью:

$$\omega = \frac{U - J_{\text{я}}(R_{\text{я}} - R_{\text{доп}})}{C\Phi}$$

где ω — угловая скорость; U — напряжение на клеммах стартера; $J_{\text{я}}$ — сила тока якоря; $R_{\text{я}}$ — сопротивление якоря; $R_{\text{доп}}$ — дополнительное (добавочное) сопротивление в цепи якоря; Φ — магнитный поток возбуждения; C — постоянный коэффициент.

Из нее видно, что регулировать угловую скорость вращения двигателей постоянного тока можно тремя способами: изменением напряжения на клеммах стартера; изменением потока возбуждения и введением дополнительного сопротивления в цепь якоря.

В процессе запуска по мере увеличения частоты вращения ротора двигателя снижается крутящий момент электростартера вследствие уменьшения силы тока якоря. Для повышения эффективности электростартера обычно производится повышение

напряжения, которое может быть ступенчатым или плавным (рис.18.2).

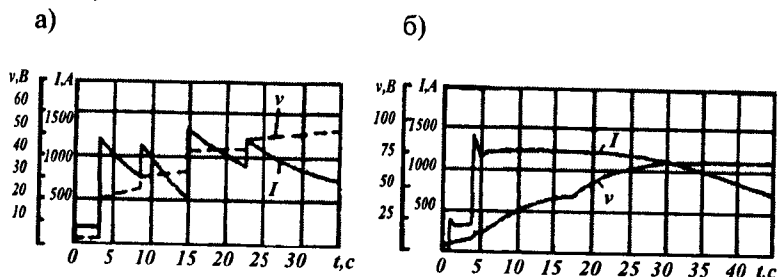


Рис.18.2. Изменение напряжения и силы тока в процессе запуска двигателя: а – ступенчаток; б – плавное

Запуск двигателя осуществляется следующим образом. Предварительно запускается турбогенераторная установка, приводящая в действие электрогенератор. Затем нажатием на кнопку включают в работу реле времени, после чего в соответствии с принятой программой выполняются те или иные операции. Первая из них – подача тока на стартер-генератор. В начале прокрутки ротора подается ток в систему зажигания – к пусковым катушкам и свечам. Через некоторый промежуток времени, необходимый для подготовки свечей, открывается клапан подачи пускового топлива. При этом в камерах сгорания создаются факелы пламени.

Начиная с некоторого времени, в процессе прокрутки ротора двигателя открывается клапан подачи рабочего топлива, после чего турбина вступает в работу, и прокрутка ротора продолжается совместно стартером и турбиной. Затем в соответствии с программой запуска сначала отключаются системы зажигания и пускового топлива, а затем и электростартер. По окончании цикла работы (заданного времени) электродвигателя реле времени выключается. Выход двигателя на режим малого газа обеспечивается за счет турбины.

Воздушными системами запуска двигателей принято называть системы, в которых прокрутка ротора запускаемого двигателя производится энергией сжатого воздуха. В этих системах

сжатый воздух либо подается непосредственно на лопатки турбины двигателя, либо используется для прокрутки специальный воздушный стартер, который приводит в действие ротор основного двигателя.

Первый способ подачи сжатого воздуха для запуска двигателей не нашел широкого применения, так как он отличается сравнительно небольшой эффективностью и большим расходом воздуха. Его можно рекомендовать лишь для аэродромных систем запуска, которые могут обеспечить большой расход сжатого воздуха.

В бортовых воздушных системах для запуска двигателей используются воздушные стартеры, имеющие высокооборотные турбины осевого или радиального типа, которые соединяются с роторами запускаемых двигателей через редукторы с передаточными отношениями $1/15 \dots 1/30$. На турбины подается подготовленный сжатый воздух. Это снижает расход воздуха и предотвращает обледенение турбин, которое может происходить при резком понижении температуры воздуха за счет его расширения.

В качестве источников сжатого воздуха могут применяться специальные бортовые газотурбинные установки, аэродромные компрессорные установки, бортовые и аэродромные баллоны сжатого воздуха, а также компрессор одного из работающих двигателей на ЛА. Для современных ЛА с ГТД широкое распространение получили воздушные системы запуска с бортовыми газотурбинными установками (рис.18.3). Они обеспечивают требование автономности систем запуска, достаточно просты и надежны в работе, имеют сравнительно хорошие массовые характеристики.

Вспомогательная силовая установка (ВСУ) / представляет собой малогабаритный ГТД с центробежным компрессором. Он предназначен для подачи к воздушным стартерам 7 сжатого воздуха, который отбирается от компрессора. Запуск его производится при помощи электростартера.

Основные двигатели 9 от автономной системы запускаются следующим образом. Сначала включается в работу газотурбинная установка и выводится на рабочий режим. При этом вся система от ВСУ до электромагнитных клапанов 6 будет находиться

под давлением, определяемым перепускным клапаном 2. Затем нажатием на кнопку запуска открывается клапан электромагнитный 6 запускаемого двигателя. При этом сжатый воздух от компрессора газотурбинной установки будет подаваться на лопатки турбины воздушного стартера 7.

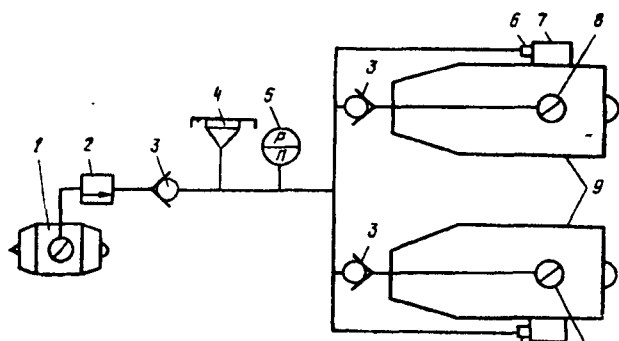


Рис.18.3. Упрощенная схема воздушной системы запуска:
1 – вспомогательная силовая установка; 2 – перепускной клапан;
3 – обратный клапан; 4 – бортовой штуцер для запуска от аэродромных источников энергии; 5 – манометр; 6 – электромагнитный клапан; 7 – воздушный стартер; 8 – кран отбора воздуха от компрессора двигателя; 9 – двигатель

Турбина стартера, вступая в работу, производит прокрутку ротора запускаемого двигателя до необходимой частоты вращения.

Для экономии ресурса газотурбинной установки один из работающих двигателей может быть использован для запуска другого. Для этого предусмотрены заборные клапаны 8, через которые отбирается часть воздуха от компрессора и подается к воздушному стартеру запускаемого двигателя. Предусматривается также запуск двигателей от аэродромных источников сжатого воздуха через бортовой штуцер 4.

Процесс запуска автоматизирован и осуществляется по заданной программе (рис.18.4). После нажатия на кнопку запуска 2 ток от бортовой электросети 1 поступает на программирующее устройство (пусковую панель) 3, которое, вступив в работу, подает ток на открытие электромагнитного клапана 10 и кон-

трольную лампу 4. Последняя, загораясь, сигнализирует об исправной работе программирующего устройства. Открывшийся электромагнитный клапан обеспечивает подачу сжатого воздуха на воздушный стартер 9, который раскручивает ротор двигателя 8. Программирующее устройство в начале работы воздушного стартера включает систему зажигания 5 для подготовки свечей, а затем с некоторым интервалом времени открывает клапан пускового топлива 6. Это обеспечивает образование факела пламени в пусковых устройствах.

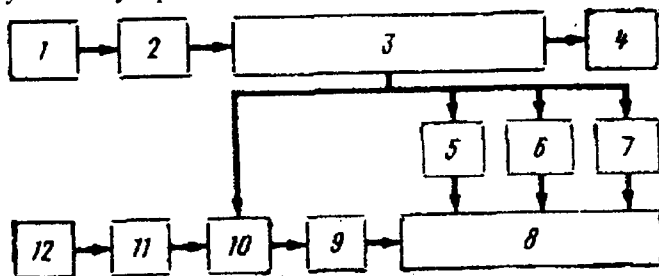


Рис.18.4. Структурная схема системы запуска:

1 – бортовая электросеть; 2 – кнопка запуска; 3 – пусковая панель; 4 – контрольная лампа; 5 – система зажигания; 6 – клапан пускового топлива; 7 – клапан рабочего топлива; 8 – двигатель; 9 – воздушный стартер; 10 – электромагнитный клапан; 11 – манометр; 12 – вспомогательная силовая установка

При достижении определенной частоты вращения ротора двигателя (интервала времени после нажатия на кнопку) включается клапан подачи рабочего топлива 7 в камеру сгорания. После этого турбина вступает в работу и начинается второй этап запуска. Затем в соответствии с программой сначала отключаются системы зажигания и пускового топлива, а затем и воздушный стартер. Третий этап запуска обеспечивается за счет работы турбины. По окончании цикла запуска программирующее устройство выключается и останавливается в исходном для следующего запуска положении.

Если после нажатия на кнопку контрольная лампа 4 не загорается и воздушный стартер не включается (что определяется по

тахометру), то повреждение надо искать сначала в кнопке запуска 2, а затем в программирующем устройстве. Если при этом стартер включается и скорость вращения нарастает, то программирующее устройство исправно, а неисправной является лампочка. В том случае, когда лампочка загорается, а стартер не работает, неисправность следует искать сначала в электромагнитном клапане 10, а затем в воздушном стартере 9.

Если названные выше элементы системы запуска 1...4, 9 и 10 работают исправно и частота вращения ротора двигателя увеличивается до значения холостого хода, а двигатель не запускается, то неисправность следует последовательно искать в элементах 5, 6 и 7. Порядок поиска может быть изменен при наличии статистики о надежности работы элементов системы запуска и трудоемкости определения их работоспособности.

18.6. ЗАПУСК И ОПРОБОВАНИЕ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В соответствии с требованиями регламента технического обслуживания данного типа ЛА перед каждым запуском двигателей выполняется определенный объем подготовительных работ, обеспечивающих надежный запуск и безопасность работы личного состава. Необходимо обращать внимание на наличие и надежность установки упорных колодок под колеса основных опор шасси и включение стояночных тормозов. Следует проверять наличие и исправность бортовых и аэродромных средств тушения пожара. На местах стоянок ЛА обеспечивается такой порядок, чтобы перед двигателями и в зоне действия газовой струи не находились люди, площадка под самолетом была чистой, аэродромное оборудование убрано. Для связи с работником, запускающим двигатели, и наблюдения за порядком у самолета назначается лицо технического состава.

Процесс опробования турбореактивного двигателя обычно представляется в виде зависимости, по координатным осям которой откладываются режим и время его работы (рис.18.5). На нем участок 0-1 соответствует запуску двигателя. При этом нужно внимательно следить за ходом запуска и особенно за температурой газа, не допуская ее превышения выше установ-

ленного значения для данного типа двигателей. В противном случае запуск должен быть прекращен, для чего рычаг управления переводится в положение «Стоп». Необходимо обращать также внимание на давление масла. Если оно отсутствует в процессе запуска, то двигатель также останавливается.

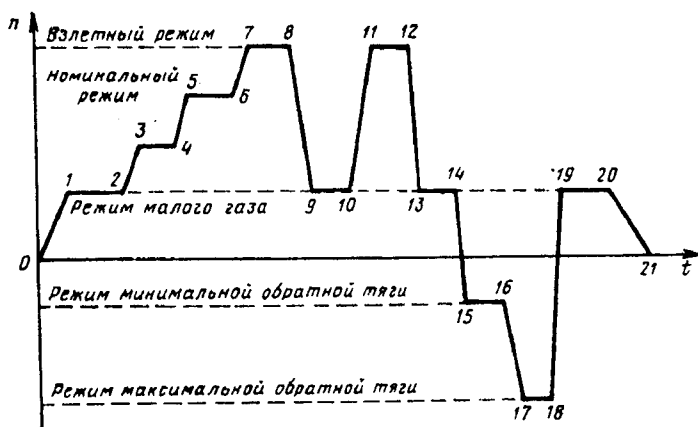


Рис. 18.5. Процесс опробования турбореактивного двигателя

После запуска двигателя производится выдержка его в течение 2 мин (в зависимости от температуры окружающего воздуха) на режиме малого газа (участок 1-2) для обеспечения постепенного прогрева деталей двигателя. Не допускается переводить двигатель непосредственно после запуска на повышенные режимы работы и тем более на взлетный, так как при этом в элементах горячей части двигателя появляются высокие температурные напряжения, вызванные неравномерным их нагревом. В этих случаях на деталях могут появляться коробления и даже трещины. Поэтому очень важно перед опробованием двигателя на взлетном режиме обеспечить постепенный и равномерный его прогрев на пониженных режимах. С этой целью после предварительного прогрева на малом газе двигатель переводится на повышенный режим работы (участок 3-4), где производится окончательный его прогрев в течение 1 мин. При этом проверя-

ется частота вращения ротора двигателя, при которой закрываются клапаны перепуска воздуха.

После прогрева двигатель выводится на номинальный режим (участок 5-6), а затем на взлетный (7-8). На этих режимах проверяются частота вращения, температура газа, давление масла и топлива, температура масла, отсутствие тряски и перебоев в работе двигателя. Если проверяемые параметры двигателя выходят за пределы, установленные инструкциями по эксплуатации, то ЛА в полет не допускается до выяснения причин и устранения неисправностей. Учитывая, что взлетный режим является напряженным, продолжительность работы двигателя на нем должна быть кратковременной (8...10 с). Закончив проверку на этом режиме, рычаг управления двигателем плавно переводится в положение малого газа, фиксируя при этом частоту вращения, при которой открываются клапаны перепуска воздуха за компрессором. На режиме малого газа 9-10 проверяется частота вращения и устойчивость работы двигателя. Эта проверка делается лишь на прогретом двигателе. На участке 1-2 проверять частоту вращения малого газа $n_{мг}$ не рекомендуется, так как холодный двигатель работает недостаточно устойчиво. После этого проверяется приемистость двигателя, т. е. его работа на переходных режимах, для чего в течение 1...1,5 с рычаг управления двигателем перемещается из положения малого газа в положение взлетного режима (участок 10-11). Двигатель при этом должен выйти на взлетный режим за время, установленное инструкцией по технической эксплуатации, без помпажа и перебоев. Допускается кратковременный заброс температуры газа и частоты вращения с последующим восстановлением их до значений, соответствующих установившемуся взлетному режиму.

На участке 12-13 рычаг управления двигателем резко переводится (за 1...1,5 с) из положения взлетного режима до малого газа. Двигатель при этом не должен глохнуть или давать перебои в работе.

После небольшого охлаждения двигателя на режиме малого газа (13-14) производится его проверка на режиме отрицательной тяги. Для этого рычаг реверса переводится из положения «Малый газ» в положение минимальной отрицательной тяги (участок 15-16), а затем после некоторой выдержки за установленное инст-

рукцией время нужно перевести рычаг до упора (участок 17-18). Через 8...10 с следует перевести рычаг из положения максимальной отрицательной тяги на режим малого газа. Включение и выключение реверсивного устройства обычно контролируется сигнальными лампами, а перевод с режима минимальной на режим максимальной отрицательной тяги определяется продолжительностью переходного процесса и значением частоты вращения двигателя на участке 17-16.

На этом проверка работы двигателя заканчивается. Перед остановом его необходимо охладить в течение 2 мин на режиме малого газа (участок 19-20).

Не рекомендуется выключать двигатель без предварительного охлаждения, так как при этом в элементах горячей части двигателя возникают большие внутренние напряжения, вызываемые резким охлаждением. При этом не исключаются коробления, трещины отдельных деталей, особенно при низких температурах окружающего воздуха. Охлажденный двигатель выключается прекращением подачи топлива (участок 20-21). На этапе останова двигателя необходимо проверить продолжительность свободного вращения ротора (выбега) и убедиться в отсутствии посторонних шумов. Во избежание попадания воздуха в топливную систему насосы подкачки выключаются, а пожарный кран закрывается после полного останова двигателя.

18.7. ЗАПУСК И ОПРОБОВАНИЕ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Для запуска поршневого двигателя требуется три условия: прокрутка коленчатого вала, подача в цилиндры двигателя хорошо подготовленной топливовоздушной смеси и обеспечение надежного ее зажигания.

Прокрутка коленчатого вала необходима для создания условий, при которых в цилиндрах происходит воспламенение топливовоздушной смеси. Для запуска исправного двигателя обычно требуется сделать не более 2-3 оборотов коленчатого вала с частотой вращения, соответствующей 30...60 мин. При этом появляются отдельные вспышки, мощность которых достаточна для сообщения коленчатому валу необходимого ускорения и

вывода его на режим, при котором вступают в работу основные системы питания топливом и зажигания. Начав самостоятельную работу, поршневой двигатель легко (в течение 1...2 с) выходит на режим малого газа, что объясняется большим избытком располагаемой мощности над потребной для преодоления момента сопротивления вращению.

Для прокрутки коленчатого вала обычно применяются различные типы электростартеров.

Пусковой крутящий момент для запуска поршневых двигателей значительно больше, чем у ТРД, но продолжительность прокрутки невелика.

Пусковой момент

$$M_{\text{пуск}} = M_{\text{тр}} + M_{\text{ин}} - M_{\text{сж}}$$

где $M_{\text{тр}}$ и $M_{\text{ин}}$ – моменты сил трения и инерции; $M_{\text{сж}}$ – момент, потребный для сжатия смеси.

Момент сил инерции зависит от массы кривошипно-шатунного механизма и остальных подвижных деталей двигателя. Значение его определяют обычными методами динамического расчета.

Момент сил трения учитывает трение поршней о стенки цилиндра, трение в подшипниках и всех трущихся парах, а также потери в насосах. Таким образом, значение этого момента в значительной мере определяется конструктивными параметрами данного двигателя (тип и число подшипников, число и размер цилиндров, величина зазоров и т.п.). На значение момента трения большое влияние оказывает вязкость масла, которая в свою очередь зависит от температуры и сорта масла.

На пусковой момент влияет и момент от сил трения. Он является наибольшим по величине, и оказываемое им действие распространяется на весь процесс запуска.

Момент, потребный для сжатия смеси, в основном определяется конструктивными параметрами двигателя (числом и объемом цилиндров, степенью сжатия, компрессией в цилиндрах). Максимального значения момент сжатия достигает лишь при вращении коленчатого вала в пределах первых 100...180°. После этого наряду с процессами сжатия в некоторых цилиндрах происходят процессы расширения сжатой, но еще не подожженной смеси. Это уменьшает потребную мощность стартера.

Перед запуском двигателя подготовка топливовоздушной смеси в цилиндрах производится путем подачи топлива через форсунки, которые обеспечивают его механический распыл.

Важную роль в подготовке топливовоздушной смеси в цилиндрах играет интенсивность испарения топлива. Последняя в значительной мере зависит от температуры в цилиндрах и сорта пускового топлива.

Качество подготовки смеси имеет важное значение для запуска двигателей. Она загорается и эффективно сгорает лишь при условиях, когда коэффициент избытка воздуха топливовоздушной смеси находится в пределах горючести и обеспечено высокое качество распыла. Чем лучше перемешаны частицы топлива с воздухом, тем скорее сгорает смесь и тем больше энергия одной вспышки.

Для улучшения процесса смесеобразования рекомендуется подогревать цилиндры при низких температурах окружающего воздуха, применять более легкие сорта пускового топлива. Испарение топлива также улучшается за счет вращения вала двигателя, так как при этом происходит механическое перемешивание смеси и подогрев ее по мере приближения поршня к верхней мертвой точке (за счет повышения давления).

При запуске топливовоздушная смесь поджигается преимущественно индукционными катушками, обеспечивающими напряжение 12 000...14 000 В на электродах свечей. На загорание подготовленной в цилиндрах смеси оказывает влияние количество тепла, выделяемое в разрядном промежутке свечей, которое зависит от мощности и длительности действия искр. В холодном двигателе воспламенение смеси значительно затрудняется вследствие большого отвода тепла от электродов свечей.

Для лучшего воспламенения топливовоздушной смеси искрообразование начинается при приближении поршня к верхней мертвой точке, когда температура смеси наиболее высокая.

Переход двигателя на самостоятельную работу определяется вступлением в работу карбюратора (агрегата непосредственного впрыска) и магнето. Последнее начинает работать при достижении частоты вращения 100...150 мин⁻¹. Для этого достаточно, чтобы при запуске в 3...5 цилиндрах по порядку их работы появились вспышки.

Глава 19. ПОДГОТОВКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В СЛОЖНЫХ ПРИРОДНО-КЛИМАТИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

19.1. ХАРАКТЕРИСТИКА УСЛОВИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Большая протяженность внутренних и международных линий гражданской авиации приводит к тому, что самолеты гражданской авиации летают в любое время суток, практически при любых погодных условиях. Они базируются на аэродромах с различными климатическими условиями, расположенными на высотах 3...4 тыс.м. Состояние атмосферы – температура, давление, влажность, запыленность, солнечная радиация, интенсивность горизонтальных и вертикальных воздушных потоков влияют на надежность работы АТ и на процессы ее ТО.

Температура воздуха значительно меняется на земле по времени года (в среднем от +60 до –60 °С) и по высоте полетов (рис.19.1). Атмосферное давление у земной поверхности изменяется незначительно. Годовое колебание в умеренных и северных широтах составляет 97...104 Па. Распределение водяных паров по высоте и по поверхности земли зависит от температурных условий, интенсивности восходящих и нисходящих потоков воздуха, а также от происходящих в атмосфере процессов тепло- и массопереноса, конденсации, выпадения осадков. Выполнение работ по ТО АТ на открытом воздухе при неблагоприятных метеорологических условиях крайне затруднено, что приводит к снижению производительности труда ИТС, снижает в ряде случаев качество выполняемых работ, что в свою очередь непосредственно влияет на безопасность полетов. Поэтому периодическое ТО и контрольно-восстановительные работы на АТ предпочтительно проводить в ангарах, доках из легких метал-

лических конструкций, надувных тепляках и т. п. Если на конкретной АТБ отсутствуют такие сооружения, то для обеспечения нормальных условий труда и высокого качества выполняемых работ следует шире распространять кооперированные методы ТО ЛА.

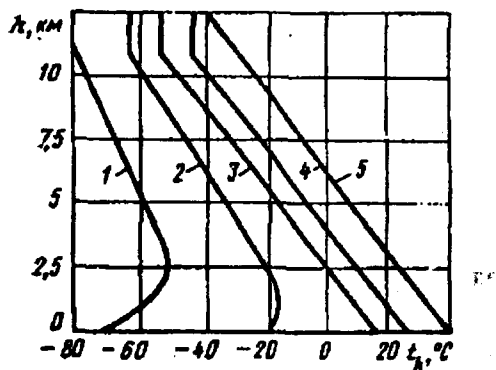


Рис.19.1. Распределение температуры воздуха в атмосфере для различных климатических районов:

1 — зарегистрированный минимум; 2 — арктическая зима; 3 — СА; 4 — умеренное лето; 5 — тропическое лето

В практике работы гражданской авиации четко определены осенне-зимний и весенне-летний периоды ее работы. Подготовка самолетов к осенне-зимней навигации должна заканчиваться до 30 октября, а к весенне-летней — до 30 апреля. Подготовка АТ заключается в проведении повышенного периодического регламента (не ниже Ф-1) с выполнением перечня дополнительных работ, отражающих особенности работы АТ в соответствующий период, и доработок по бюллетеням промышленности и указаниям МГА. Выполненные работы принимает специально создаваемая комиссия, которая делает соответствующие записи в формуляры ЛА и их двигателей.

АТБ считается подготовленной к навигации в том случае, когда 90% приписного парка ЛА осмотрено и принято комиссией авиаподразделения, личный состав прошел подготовку и сдал зачеты по эксплуатации АТ, проведены профилактическое об-

служивание и ремонт наземного оборудования, средств механизации, диагностирования, контрольно-поверочной аппаратуры.

19.2. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ПЛАНЕРА И ШАССИ

Влияние климатических условий на работоспособность АТ отражается на изменении свойств конструкционных и других материалов, ГСМ и спецжидкостей, а также функционировании отдельных агрегатов и узлов ЛА.

Элементы планера подвержены влиянию климатических факторов при высоких и низких температурах наружного воздуха. Осенью и зимой наблюдается интенсивное развитие коррозии на элементах конструкции. Это обусловлено тем, что влага, находящаяся в воздухе, и вода, попадающая на детали конструкции с земли, содержит соли, кислоты и щелочи. Попадая в узлы конструкций и на участки с поврежденным антикоррозионным покрытием, образовавшиеся за счет этого электролиты приводят к интенсивному развитию электрохимической коррозии. Особенно интенсивно этот процесс протекает во влажном тропическом климате, где часты морские туманы, а также в зонах пустынь и полупустынь, где ночью выпадают обильные росы. Процесс коррозии может развиваться настолько интенсивно, что даже в течение межрегламентного периода возникают коррозионные повреждения, существенно снижающие прочность силовых элементов.

Особое внимание следует обращать на образование коррозии под слоем теплоизоляции гермокабин (в нижней части фюзеляжа). Она развивается в этих зонах вследствие конденсации влаги, содержащейся в объеме гермокабины, на холодных панелях фюзеляжа. Влага, впитываясь в теплоизоляционный материал, оказывает на материал панелей постоянное коррозионное влияние. Поэтому при проведении регламентных работ теплоизоляция должна быть высушена, а элементы конструкции, соприкасающиеся с ней, тщательно подвергнуты дефектации. При базировании самолетов и вертолетов на аэродромах с естественным покрытием возникновению повреждений планера способ-

ствуют песок и мелкая галька, попадающие на элементы конструкции при взлете, посадке и рулении.

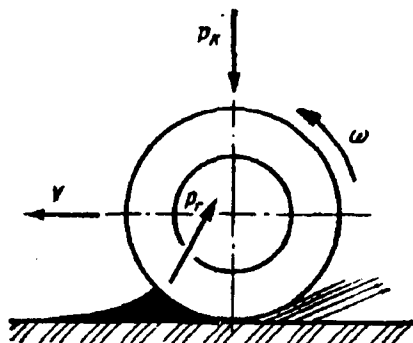
После пыльных бурь необходимо очищать поверхности планера, заменять смазку в узлах и соединениях элементов управления и механизации крыла. В осенне-зимний период весьма часто наблюдается обледенение поверхностей ЛА при стоянке на земле. Оно может проявляться в форме ледяной корки или инея. Иней может быть удален волосяными щетками, а корка льда – опрыскиванием поверхности самолета подогретыми специальными жидкостями типа «Арктика-200» или их водными растворами в зависимости от температуры наружного воздуха. После обработки поверхности ЛА спецжидкостями ее обдувают теплым воздухом с помощью ветровых машин.

Повышенному абразивному износу на грунтовых аэродромах подвергаются лакокрасочные покрытия носовой части фюзеляжа, передней кромки крыла и остекление. Органические стекла подвергаются растрескиванию под воздействием солнечной радиации.

При высоких и низких температурах повышенному износу подвергаются резиновые уплотнения остекления дверей, люков и др. Летом за счет повышенных температур происходит так называемая «сшивка» молекул резины, в результате которой последняя теряет эластичность, растрескивается. В зимнее время эластичность резины снижается под воздействием отрицательных температур, а при открытии дверей и люков происходит отрыв уплотнения от элементов конструкции за счет попадания влаги и примерзания уплотнителя.

Агрегаты шасси, высоконагруженные в энергетическом отношении, подвержены наибольшему влиянию факторов внешней среды. Это проявляется в том, что в процессе разбега и пробега, помимо больших динамических нагрузок, действующих на амортизационную стойку, узлы крепления и пневматик, значительных тепловых нагрузок от тормозного устройства, на шасси воздействуют вода, слякоть, пыль, мелкие камни, имеющиеся даже на искусственных ВПП.

При движении самолета по ВПП, покрытой слоем воды или талого снега, перед его колесами создается волна с повышенным в ней давлением. Значение и направление гидродинамической



19.2. Силы, действующие на колесо при глиссировании

силы (рис.19.2) зависят от скорости движения, толщины слоя воды или талого снега, типа пневматика и рисунка протектора. По мере увеличения скорости движения возникает гидродинамическая сила и при некотором значении скорости полностью уравновешивает нагрузку колеса. Колесо при этом поднимается над полосой и начинает скользить по

водяному слою. Момент от гидродинамической силы относительно оси притормаживает вращение колеса вплоть до его полной остановки – колесо глиссирует. Критическая скорость глиссирования зависит от давления в пневматике, формы пневматика и рисунка его протектора, от толщины слоя и плотности жидкой массы. Для гладкого пневматика

$$V_{\text{гл}} \cong 20 \sqrt{p_0}$$

p_0 – давление в пневматике, МПа.

При глиссировании нарушается путевая устойчивость самолета, он становится неуправляемым, торможение за счет тормозных устройств колес становится невозможным. Эффект глиссирования зависит от состояния протектора – его износа и формы рисунка. Профильные канавки на протекторе играют роль дренажных отверстий, уменьшая $r_{\text{гл}}$. Очевидно, если рисунок протектора стерт, то дренирующие свойства колеса будут плохими и глиссирование начнет проявляться на меньших скоростях. Поэтому в осенне-зимний период необходимо, чтобы на многоколесной тележке шасси не менее 50% колес имели не изношенный рисунок протектора. Вода и талый снег с ВПП, фонтанируя из-под колес, набегающим потоком отбрасываются в ниши шасси, где расположены шарнирные узлы, замки и концевые выключатели. После уборки шасси слякоть в этих местах замерзает, что может привести к невыпуску шасси. Для исклю-

чения таких случаев за колесами устанавливают отражатели, закрывают замки и концевые выключатели специальными чехлами и створками. В эксплуатации этим устройствам, состоянию шарнирных узлов, замков и концевых выключателей должно уделяться особое внимание. При температурах ниже -30°C рекомендуется прогревать ниши шасси в течение примерно 20 мин. При низких температурах наружного воздуха за счет повышения вязкости амортизационной жидкости происходит увеличение жесткости амортизаторов, что повышает нагрузки на узлы опор шасси и способствует их износу. Следует иметь в виду, что при низких температурах за счет повышенной вязкости смазок в шарнирах и рабочей жидкости гидросистемы время уборки и выпуска шасси увеличивается против установленного нормативными документами.

За счет потери эластичности резиновых и сальниковых уплотнений амортизаторов в зимнее время при температурах ниже -50°C учащаются течи амортизационной жидкости по штоку амортизатора. Эта неисправность устраняется подтяжкой уплотнений или их заменой с последующей проверкой на герметичность.

В зимнее время наиболее часто происходят отказы золотниковых распределительных устройств систем управления поворотом передней опоры шасси, что в большинстве случаев вызывается различными коэффициентами линейного расширения материала золотников и корпусов агрегатов.

В зимнее время отмечаются случаи проворачивания пневматикой шасси относительно барабанов колес, что предупреждается зарядкой их воздухом по верхнему пределу допуска. Следует также иметь в виду, что вследствие потери эластичности резины пневматика последний после стоянки при низких температурах может за счет стояночного обжатия терять круговую форму. Особенно это проявляется на пневматиках большого диаметра.

На вертолетах, двухкамерные амортизаторы которых служат для устранения явления земного резонанса, из-за повышения вязкости амортизационной жидкости нарушается их работоспособность. Для устранения этого амортизаторы рекомендуются прогревать теплым воздухом.

В жаркое время года, особенно в южных районах, и при тренировочных полетах значительно повышается теплонапряженность тормозных устройств шасси, что может привести к разрушению пневматиков. Для исключения этого необходимо следить за состоянием термо-извещателей, а также обливать тормозные устройства водой после посадки.

Следует также внимательно относиться к очистке шарниров и замков шасси, так как в этот период много пыли и песка. Смазка в шарнирах, узлах и замках шасси в летнее время может вытекать, поэтому требуется ее своевременно пополнять.

Повышенному износу и старению под действием солнечной радиации подвержены в этих условиях пневматики. Давление воздуха в них в этом случае устанавливается по нижнему допуску. При этом необходимо иметь в виду, что повышение температуры на 15°C повышает давление в пневматиках на 12...13%. Пневматики следует предохранять от воздействия прямых солнечных лучей, для чего при длительных стоянках их зачехляют.

19.3. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ГИДРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Работа гидросистемы, в зимний и летний периоды имеет свои особенности. В зимний период они связаны главным образом с повышенной вязкостью рабочей жидкости и потерей эффективности резиновых уплотнений, а в летний – с пониженной вязкостью (повышенной текучестью) рабочей жидкости за счет ее перегрева в совокупности с потерей эластичности резиновых уплотнений под воздействием высоких температур и абразивным влиянием пыли и песка на штоках силовых цилиндров и гидроусилителей, винтовых парах гидромоторов и т.п. На пыльных аэродромах наблюдается повышенный износ агрегатов гидросистем вследствие попадания пыли при заправке гидросистемы и техническом обслуживании. Особое значение это имеет для вертолетов, техническое обслуживание которых производится на грунтовых аэродромах. Заправку и техническое обслуживание гидросистемы желательно проводить в безветренную погоду с использованием пылезащитных приспособлений (фильтров, заглушек и т.п.).

Воздушные системы (пневмосистемы) самолетов наиболее часто подвержены отказам при низких температурах. Отказы вызваны закупоркой трубопроводов скопившимся конденсатом (ледяными пробками) в системах запуска, высотных системах, системах замера статического и динамического давлений, воздушных тормозных системах. Для устранения подобных неисправностей и предупреждения отказов систем предусматривают проводить заправку воздухом через фильтры-водоотделители, дополнительные работы по подогреву трубопроводов воздушных систем, продувку и слив конденсата из влагоотстойников и некоторых других точек системы.

Системы кондиционирования воздуха работают в условиях перепада температур от -60 до $+60^{\circ}\text{C}$ на земле и в воздухе, поэтому регламентом их технического обслуживания предусмотрены работы, предотвращающие проявление отказов и неисправностей в этом диапазоне температур. Следует лишь иметь в виду, что при низких и высоких температурах увеличивается число запусков ВСУ для обогрева или охлаждения кабин. В осенне-зимний период необходимо немедленно после заруливания ЛА на стоянку устанавливать заглушки воздухо-воздушных радиаторов во избежание забивания их снегом и льдом, что может привести к разрушению сот.

Топливная система ЛА наиболее подвержена влиянию аэроклиматических факторов вследствие того, что авиационные топлива обладают свойством обратимой гигроскопичности, заключающимся в том, что при высоких температурах и влажности топливо насыщается водой из воздуха, а при низких – влага выделяется из топлива в виде микрокапель, замерзающих в топливе, и в виде инея, оседающего на стенках не залитых топливом баков, агрегатах топливной системы, топливомерах и др. Концентрация растворенной в топливе воды подчиняется закону Генри:

$$C_m = H_p \rho,$$

где p – парциальное давление растворенной воды. Коэффициент растворимости (коэффициент Генри)

$$H_p = C_{\text{нас}} / P_{\text{нас}}$$

где $C_{\text{нас}}$ – максимальная концентрация воды в топливе, соответствующая его насыщению водой при данной температуре; $P_{\text{нас}}$ –

парциальное давление воды при насыщении ею топлива при данной температуре.

При этом

$$H_p = 0,0377 - 0,004 t_m,$$

где t_r – температура топлива.

В полете температура топлива в баках ЛА устанавливается в зависимости от типа ЛА на 5...25°C выше температуры окружающего воздуха. Анализ большого числа измерений температуры топлива в полете (рис.19.3) позволяет сделать вывод, что минимальная температура топлива в баках не бывает ниже -50°C. В подавляющем же большинстве случаев она не ниже -45°C. Вследствие понижения в полете температуры топлива и давления в надтопливном пространстве растворимость воды резко уменьшается. При охлаждении топлива от 20 до 0°C из каждой тонны топлива может выделиться в виде эмульсии около 90 г воды. Для ДМС объем выделившийся воды может достигать 6...7 л.

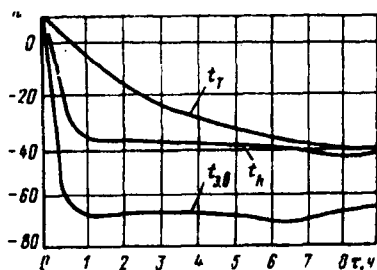


Рис.19.3. Изменение температуры окружающего воздуха t_b , температуры заторможенного воздуха пограничного слоя $t_{з.в}$ и температуры топлива в баке t_t при полете ДМС

Отстойная вода, попадая в зазоры и трещины герметизирующего слоя баков-кессонов, при изменении температуры от положительной у земли до отрицательной на высоте, расклинивает швы и трещины и отрывает покрытие от стенки бака, что в конечном итоге приводит к течи топлива. Образующийся на стенках топливных баков и дренажных трубопроводов иней может привести к забивке дренажа и смятию топливных баков при снижении самолета.

Наиболее распространенный метод борьбы с кристаллообразованием – применение специальных противоводокристаллизирующих присадок (ПВК), понижающих температуру кристал-

лизации воды в топливе ниже эксплуатационных пределов, и устройств подогрева топлива в системе. Наиболее распространенными ПВК присадками являются тетрагидрофуруриловый спирт (ТГФ) и его смесь с метанолом (ТГФ-М). Подогрев топлива на самолетах отечественного производства осуществляется в топливомасляных радиаторах (ТМР). Для борьбы с отрицательными проявлениями отстойной воды используют систематический слив отстоя из нижних точек топливных баков до и после заправки.

Основные правила технической эксплуатации топливных систем при отрицательных температурах сводятся к следующему. Во избежание образования инея не рекомендуется оставлять ЛА с незаполненными баками. Отстой необходимо сливать непосредственно после прилета и после заправки. Необходимо строго придерживаться инструкции по применению ПВК присадок. В случае срабатывания светосигнальных табло, свидетельствующих о забивке фильтров любого двигателя, необходимо снять и осмотреть фильтры всех двигателей. Перед вылетом ЛА рекомендуется осмотреть заборники воздуха дренажных систем и убедиться в отсутствии их обмерзания.

19.4. ОСОБЕННОСТИ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ

Пусковые характеристики двигателей в первую очередь зависят от сорта топлива, вязкости масла и топлива. Влияние температуры сказывается на вязкости топлива и его испаряемости. Применяемые в настоящее время топлива ТС-1 и РТ имеют вязкость $1,25 \text{ мм}^2$ при температуре $+20^\circ\text{C}$. При температуре же -40°C топливо ТС-1 имеет вязкость $8 \text{ мм}^2/\text{с}$, а РТ $16 \text{ мм}^2/\text{с}$, что свидетельствует о более благоприятных пусковых характеристиках топлива ТС-1. С понижением температуры ухудшается испаряемость топлив, а следовательно, и их воспламенение.

К числу факторов, усложняющих процесс запуска двигателя при отрицательных температурах, следует отнести также повышенный момент сопротивления трения при проворачивании вала двигателя за счет увеличения вязкости смазочных масел и уменьшения зазора в подшипниках качения и скольжения. Особенно сильно это сказывается при запуске поршневого двигателя.

ля, работающего на высоковязких маслах (МК-22, МС-20) и имеющего большое число трущихся пар.

Для устранения факторов, затрудняющих запуск двигателя при отрицательных температурах, двигатель вместе с маслобаками и маслорадиаторами подогревают горячим воздухом при помощи наземных подогревателей типов МПМ-85К, АП-5, УВП-1 или УМП-350. Учитывая конструктивные особенности каждого типа двигателей, регламентированы предельные температуры наружного воздуха, по достижении которых двигатель перед запуском необходимо подогревать. Так, для поршневых двигателей предельной температурой является $+5^{\circ}\text{C}$, для ТВД -15°C , для ТРД -25°C . Двигатель подогревают до температуры входящего масла, равной $20...40^{\circ}\text{C}$. Подогреваются главным образом те зоны, где располагается масло (лобовой картер, маслобак, маслорадиатор, коробка приводов) и топливо (агрегаты запуска). Температура агрегатов, расположенных внутри двигателя, не контролируется и, как показали исследования, может быть значительно ниже – вплоть до отрицательной.

Подогретый двигатель, закрытый зимним чехлом, в зависимости от атмосферных условий сохраняет тепло в течение $1...1,5$ ч. Запуск его можно производить, если температура масла не ниже $+15^{\circ}\text{C}$.

При особо низких температурах наружного воздуха масло после прилета самолета (с поршневым двигателем) сливают, а после подогрева двигателя перед запуском заливают горячим из маслозаправщика. Существуют системы разжижения масла бензином перед остановкой двигателя, однако из-за пожароопасности большого распространения они не получили.

Следует иметь в виду, что даже на прогретом турбовинтовом двигателе при опробовании его при температурах наружного воздуха ниже -45°C клапан системы флюгирования винтов и датчики автоматического флюгирования срабатывают с запаздыванием на $5-7$ с. Датчики выключения турбореактивных двигателей по предельной частоте вращения при таких температурах выключают двигатели при меньших значениях частоты.

Причиной многих отказов силовой установки являются попадание снега и образование льда в узлах крепления, органах управления, воздухозаборниках, туннелях маслорадиаторов и

др. Для их предупреждения в туннели воздухозаборников, маслорадиаторов, реактивных сопел немедленно после прилета устанавливаются заглушки. Перед запуском нужно обязательно проворачивать вал двигателя для того, чтобы убедиться в отсутствии примерзания элементов ротора двигателя.

Заснеженность и обледенение ВПП, мест стоянок и рулежных дорожек вызывают попадание осколков льда в воздухозаборники двигателей, особенно при включении реверса и снятии винтов с упоров на пробеге. Длительная эксплуатация двигателей на пыльных аэродромах зимой и летом приводит к повышенному износу и загрязнению элементов проточной части, лопаток компрессора и турбин, что в конечном итоге снижает КПД и вызывает повышение температуры газа перед турбиной. Особенно актуален этот вопрос для двигателей вертолетов, работающих внутри пылевого облака, образуемого несущим винтом. Поэтому при работе в таких условиях на периодических регламентах производится измерение степени абразивного износа лопаток и промывка газозоудушного тракта двигателя на специальных установках без снятия двигателя с самолета.

РАЗДЕЛ IV

ИНЖЕНЕРНЫЕ ОСНОВЫ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ И БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Глава 20. ОРГАНИЗАЦИЯ, ПЛАНИРОВАНИЕ И ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТОВ

20.1. КЛАССИФИКАЦИЯ, ОРГАНИЗАЦИЯ И ПЛАНИРОВАНИЕ ПОЛЕТОВ

Полеты гражданских ЛА классифицируются:

- по назначению – транспортные, по применению авиации в народном хозяйстве САР, учебные, тренировочные, испытательные, исследовательские, методические, перегоночные, демонстрационные, поисковые и аварийно-спасательные;
- по условиям пилотирования и самолетовождения – на визуальные, полеты по приборам;
- по району их выполнения – на аэродромные, трассовые, маршрутные, площадные;
- по высоте – полеты на предельно малых высотах – до 200 м, малых высотах – 200...1000 м, средних высотах – 1000...4000 м, больших высотах – 4000...12 000 м, в стратосфере – выше 12000 м;
- по физико-географическим условиям – полеты над равнинной и холмистой местностью, горной, пустынной местностью, водным пространством, в полярных районах Северного и Южного полушарий;
- по времени суток – на дневные, ночные и смешанные.

В целях организации определенного порядка выполнения полетов и обеспечения безопасности движения ЛА воздушное пространство делится на нижнее до высоты 6100 м и верхнее воздушное пространство с высоты 6100 м и более.

Для удобства работы все воздушное пространство делится на зоны управления воздушным движением (УВД). Зона УВД может состоять из одного или нескольких районов УВД и входящих в их состав районов аэродромов и аэроузлов, воздушных трасс; местных воздушных линий и специальных зон и коридоров (рис.20.1). Размеры зон и районов УВД выбирают исходя из интенсивности воздушного движения, структуры воздушных трасс, числа и взаимного расположения аэродромов, характеристик технических средств УВД, навигации и связи, а также из физико-географических, метеорологических и других особенностей района. Границы районов УВД лежат в пределах 150...400 км от центра управления.

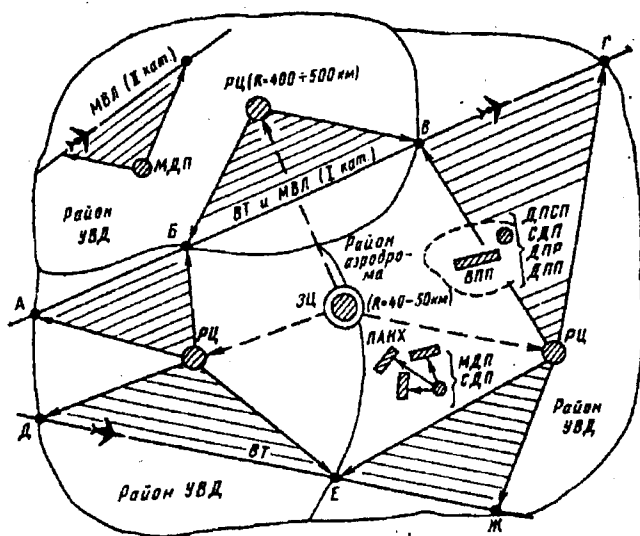


Рис.20.1. Схема управления воздушным движением в зоне:
 ЗЦ – зональный центр УВД; РЦ – районный центр УВД; ВТ – воздушная трасса; МВЛ – местная воздушная линия; А, Б, В, Г, Д, Е, Ж – рубежи передачи УВД; ДПП – диспетчерский пункт подхода; ДПС – диспетчерский пункт системы посадки; СДП – стартовый диспетчерский пункт руления; МДП – местный диспетчерский пункт

Руководство полетами ЛА по всем трассам осуществляет служба управления воздушным движением (УВД), которая имеется в каждом аэропорту. Основными задачами службы УВД являются: управление движением ЛА от начала буксировки, руления и до заруливания на стоянку, предотвращение столкновений летательных аппаратов на земле и в полете, принятие своевременных мер по оказанию помощи экипажам ЛА, терпящим бедствие, доведение до экипажей ЛА режима полетов и контроль за его соблюдением.

Организацию полетов на воздушных трассах, МВЛ и маршрутах осуществляют: в районах УВД – районные центры Единой системы УВД (РЦЕС УВД), в зонах УВД – зональные центры ЕС УВД, в воздушном пространстве страны – Главный центр ЕС УВД. Зональный центр ЕС УВД осуществляет тесное взаимодействие с производственной диспетчерской службой управления гражданской авиации, а Главный Центр ЕС УВД с Центральным производственно-диспетчерским управлением (ЦПДУ) Министерства гражданской авиации.

Непосредственно управление воздушным движением осуществляется диспетчерами службы движения соответствующего диспетчерского пункта на основании планов полетов под руководством руководителя полетов. Указания диспетчера службы движения являются обязательными для экипажей ЛА и должны беспрекословно ими выполняться. В случае явной угрозы безопасности полета принимать самостоятельное решение с обязательным докладом диспетчеру. В этом случае командир несет ответственность за принятое решение и безопасность полета.

Планирование потоков воздушного движения подразделяется на перспективное, суточное и текущее. Цель планирования полетов – обеспечение ритмичного выполнения поставленных предприятию производственных задач при наименьших затратах сил и средств, без авиационных происшествий и инцидентов.

Перспективное планирование производится в период составления расписания движения ЛА и их корректирования с соблюдением нормативов и осуществляется органами министерства и УГА.

Суточное планирование производится накануне дня полетов и заключается в составлении суточного плана полета ЛА. Сос-

твляются планы полетов штабами летных подразделений в соответствии с расписанием движения ЛА, заявками на полеты, а также планами полетов и вылетов, поступающими из других аэропортов, и передаются в аэродромно-диспетчерский пункт для составления сводного плана полетов. Суточные планы полетов аэропорта утверждаются командирами авиапредприятий, а обеспечение и контроль их выполнения осуществляется производственно-диспетчерской службой предприятия (ПДСП). Суточные планы полетов аэропортов передаются в диспетчерскую службу управления (ДСУ), которая составляет сводные суточные планы полетов всех ЛА, выполняющих рейсы из аэропортов управления. Текущее планирование производится органами управления воздушным движением в процессе выполнения полетов для корректирования суточного плана движения ЛА в районах и зонах управления воздушным движением.

Планы полетов на выполнение международных рейсов составляются производственно-диспетчерской службой УГА на основании расписаний движения самолетов авиапредприятий, ЛА которых выполняют полеты. ЦПДУ ГА ежедневно составляет суточный план международных полетов самолетов Аэрофлота и иностранных авиакомпаний на основании расписаний движения и планов, поступающих от ПДС УГА и служб, планирующих полеты иностранных ЛА.

20.2. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТОВ НАЗЕМНЫМИ СЛУЖБАМИ

Обеспечение полетов организуется и осуществляется в целях безопасного, регулярного и эффективного выполнения полетов. В соответствии с Воздушным кодексом НАК “Узбекистон хаво йуллари” полету должны предшествовать специальная подготовка ЛА и его экипажа, проверка готовности наземных служб аэродрома взлета и посадки к обеспечению полета, изучение состояния метеорологических условий на всем протяжении полета и т.д.

ЛА допускается к полету лишь при наличии на нем: экипажа, подготовленного и допущенного к полету на ЛА данного типа в соответствующих условиях полета; необходимой массы

топлива; задания на полет и судовых документов на борту ЛА (свидетельства о регистрации; удостоверения о годности к полетам, бортовых журналов, разрешения на бортовые радиостанции, руководства по летной эксплуатации). Основная роль в обеспечении полетов принадлежит инженерно-авиационной службе предприятия.

Инженерно-авиационное обеспечение безопасности и регулярности полетов осуществляется в соответствии с НТЭРАТ ГА и включает в себя: содержание ЛА в исправном состоянии путем своевременного и качественного их технического обслуживания; анализ причин отказов и неисправностей АТ и внедрение мероприятий по их предупреждению; совершенствование технических знаний летного и инженерно-технического состава и практических навыков по вопросам технической эксплуатации АТ; внедрение в эксплуатацию прогрессивных методов и совершенных средств контроля состояния АТ; планирование использования ЛА, их технического обслуживания, ремонта, специальных осмотров и конструктивных доработок АТ; выделение в резерв заданного количества ЛА и поддержание их в готовности для замены неподготовленных к полету или задержавшихся в рейсе ЛА.

Аэродромной службе отводится важное место в обеспечении полетов. Она должна поддерживать ВПП, рулежные дорожки, места стоянок ЛА и перронов в постоянной эксплуатационной готовности для взлета, посадки, руления и стоянки ЛА. Для обеспечения безопасности полетов весь спецтранспорт и механизмы, работающие на ВПП и рулежных дорожках (РД), должны быть оборудованы габаритными и проблесковыми огнями, которые включаются независимо от времени суток. Состояние ВПП должно обеспечивать условия для взлета и посадки ЛА. Взлет и посадка самолетов на ВПП допускается при значении коэффициента сцепления не менее 0,3, наличии на поверхности сухого свежевывавшего снега толщиной не более 50 мм, слякоти – 12 мм и воды – 10 мм.

Безопасность полетов зависит от кондиционности ГСМ и спецжидкостей, выдаваемых для заправки ЛА. Выполнение этой задачи возлагается на службу ГСМ авиапредприятия, которая

обеспечивает и своевременную заправку подготавливаемых к полету ЛА горюче-смазочными материалами.

Подготовка к полетам включает в себя также *штурманское обеспечение* на всех этапах полетов (организация своевременно-го доведения до экипажей аэронавигационной информации, необходимой для выполнения полетов по всему маршруту полета от аэродрома вылета до аэродрома назначения с учетом запасных аэродромов), радиотехническое обеспечение (обеспечение органов УВД необходимыми радиотехническими средствами, средствами связи и контроля за движением ЛА), электросветотехническое, медицинское, метеорологическое обеспечение и др.

Режимно-охранное обеспечение полетов включает в себя мероприятия, направленные на сохранение безопасности пассажиров и экипажей ЛА. Основными мероприятиями по предупреждению актов незаконного вмешательства в деятельность ГА являются: досмотр пассажиров, их ручной клади и багажа; специальный осмотр ЛА, который осуществляется в соответствии с перечнем мест осмотра, определенных для каждого типа ЛА; ограждение аэродромов и объектов авиапредприятий, исключающее возможность бесконтрольного проникновения на служебную территорию посторонних лиц и транспорта;

охрана авиационной техники и объектов.

К выполнению полетов допускаются ЛА, находившиеся под постоянной охраной: экипажа (пилота) – при использовании ЛА по назначению; инженерно-технического состава АТБ – во время технического обслуживания; службы военизированной охраны авиапредприятия – при стоянке ЛА, когда на них не выполняются работы по техническому обслуживанию, на временных аэродромах и посадочных площадках – под охраной заказчика, а при техническом обслуживании – авиатехника.

Ответственность за сохранность ЛА во время стоянки на аэродроме несет то должностное лицо (дежурный по стоянке, член экипажа, представитель военизированной охраны), подпись которого в бортовом журнале и журнале приема-передачи ЛА под охрану или обслуживание является последней. Если ЛА не находился под охраной, представители АТБ обязаны осмотреть его в полном объеме, установленном регламентом, а члены эки-

пажа – в соответствии с разделом карты-наряда «Работы по досмотру самолета» и сделать соответствующие записи о результатах осмотра в бортовом журнале и карте-наряде.

20.3. ВЫПОЛНЕНИЕ И ЭШЕЛОНИРОВАНИЕ ПОЛЕТОВ

Полет в воздушном пространстве РУз производится только при наличии диспетчерского разрешения на вылет, которое выдается на основании задания на полет и принятого командиром ЛА решения на вылет. Командир, принимая решение на вылет в соответствии с заданием, учитывает целый ряд факторов: готовность ЛА и экипажа к выполнению полета, фактическую и прогнозируемую погоду в районе полета, данные о состоянии аэродромов назначения и запасных, данные о работе светотехнических средств и т.д. На нем лежит ответственность за безопасность полета ЛА, и поэтому закон предоставляет ему право принимать окончательное решение на вылет.

Запуск двигателей экипаж проводит с разрешения диспетчера службы движения, а выруливание с места стоянки – по сигналу лица инженерно-авиационной службы, обеспечивающего выпуск ЛА. При рулении ЛА, скорость которого выбирает командир ЛА, члены экипажа следят за окружающей обстановкой и предупреждают командира о препятствиях. До занятия исполнительного старта экипаж должен получить от диспетчера службы движения информацию об условиях взлета и выхода из района аэродрома. После доклада о готовности экипажа к взлету и получения разрешения диспетчера производится взлет ЛА. С момента начала разбега ЛА и до набора высоты 200 м диспетчеру запрещается вызывать экипаж по радиосвязи, но по достижении указанной высоты экипаж докладывает ему о выполнении взлета. Набор заданного эшелона (высоты) полета производится по указанию диспетчера в соответствии с маршрутом полета. Выполнение полета по маршруту осуществляется в пределах установленной ширины воздушной трассы с выдерживанием заданного эшелона полета. Экипаж должен постоянно знать местонахождение своего ЛА.

Для рационального использования воздушного пространства его делят таким образом, чтобы достичь наибольшей пропускной способности и упорядочить потоки ЛА, с одной стороны, и обеспечить безопасность полетов – с другой. При этом в каждом из районов воздушного пространства устанавливаются свои значения допустимых интервалов между ЛА, образующими систему эшелонирования полетов.

В нашей стране введена единая система эшелонирования ЛА, включающая нормы вертикального и горизонтального (продольного и бокового) эшелонирования.

Минимальные интервалы вертикального эшелонирования (расстояния по вертикали между ЛА) устанавливаются от высоты нижнего эшелона 900 м до 8100 м – через 300 м, от эшелона 8100 м до 12100 м – через 500 м, от эшелона 12100 м и выше – через 1000 м. Вертикальное эшелонирование осуществляется по полукруговой системе в зависимости от истинных путевых углов направления воздушных трасс.

Минимальные интервалы продольного эшелонирования ЛА для визуальных полетов устанавливаются: при полете по одному маршруту на одной высоте – не менее 2 км; при полетах по приборам и наличии непрерывного радиолокационного контроля – не менее 30 км. Эшелонирование по времени достигается выпуском летящих один за другим ЛА с определенным временным интервалом. В течение всего полета ЛА по маршруту его эшелон не должен заниматься другими ЛА на расстоянии менее 10 мин полета.

Минимальные интервалы бокового эшелонирования при полете на одной высоте при визуальных полетах должны быть: не менее 500 м при обгоне впереди летящего ЛА; 5 км для разведенных маршрутов. При полетах по приборам и непрерывном радиолокационном контроле устанавливается расстояние между осями параллельных воздушных трасс 50 км.

Минимальные интервалы между осями параллельных воздушных трасс при отсутствии радиолокационного контроля устанавливаются не менее 100 км.

Перед началом снижения с эшелона полета экипаж проводит предпосадочную подготовку и по разрешению диспетчера начинает снижение, которое проводится по установленной схе-

ме подхода к аэродрому посадки. При входе в районе аэродрома командир ЛА сообщает диспетчеру службы движения свое местонахождение, высоту полета и должен получить от него условия снижения для входа в зону взлета и посадки. При подходе к дальней приводной радиостанции с маркером экипаж должен доложить диспетчеру о готовности к посадке и на удалении не менее 1000 м от начала ВПП получить разрешение на посадку. В процессе посадки информация диспетчера службы движения от точки входа в глиссаду до посадки по выдерживанию заданной траектории может приниматься экипажем без подтверждения. После посадки диспетчер должен убедиться в освобождении ЛА взлетно-посадочной полосы. После полета и за руливания на стоянку члены экипажа обязаны осмотреть ЛА в соответствии с Руководством по летной эксплуатации.

• Данные о выявленных в полете и при осмотре отказах и повреждениях записываются в бортовой журнал.

Глава 21. РАСЧЕТ ПОЛЕТА

21.1. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

Для обеспечения безопасности полетов и наибольшей эффективности использования летно-технических возможностей ЛА перед каждым полетом экипаж производит расчет полета. При этом определяются: потребная масса и аэронавигационный запас топлива, взлетная и посадочная масса ЛА, длины разбега и пробега при данных условиях взлета и посадки, наиболее рациональный профиль и режим полета, составляется план выполнения полета по участкам маршрута, производится расчет центровки ЛА.

Для расчета полета необходимо знать расстояние по маршруту полета, время по расписанию, прогноз погоды, состояние ВПП, коммерческую загрузку ЛА, допустимые взлетную и посадочную массы ЛА, расстояние от аэродрома назначения до запасного аэродрома, длину ВПП аэродромов назначения и запасного. Перед началом расчета полета экипаж получает у диспетчера службы движения эшелон (высоту) полета.

Имея задание на полет, штурман наносит на карту маршрут полета, а получив прогноз погоды, определяет с помощью таблицы, имеющейся в Руководстве по летной эксплуатации, составляющую скорости ветра на направление полета $W_{\text{экр.}}$.

Для выбора наиболее выгодного режима полета и определения необходимого количества топлива в РЛЭ имеются крейсерские таблицы или графики удельной дальности.

Удельной дальностью l называют величину, обратную километровому расходу топлива: $1/C_k$, а удельной продолжительностью i – величину, обратную часовому расходу топлива: $1/C_k$.

Величины t и i определяют расстояние и продолжительность полета при выгорании 1 кг топлива. Такие графики строят для различных высот и полетных масс ЛА (рис 21.1.). На них указы-

вают также режимы работы двигателей (частота вращения или положение РУД). Для обеспечения безопасности полетов высоту полета (эшелон) экипаж не определяет, а ее задает диспетчер службы движения с учетом типа ЛА и длины маршрута.

Зная маршрут полета и заданный эшелон, экипаж строит профиль полета (рис. 21.2.), который состоит из трех основных этапов: взлета и набора высоты, горизонтального полета, снижения и посадки. Однако для удобства расчетов строят еще барограмму полета, показаны дополнительно участки без продвижения по маршруту, а которых расходуется топливо (маневр при заходе на посадку, работа двигателей на земле). Под барограммой помещают расчетную таблицу.

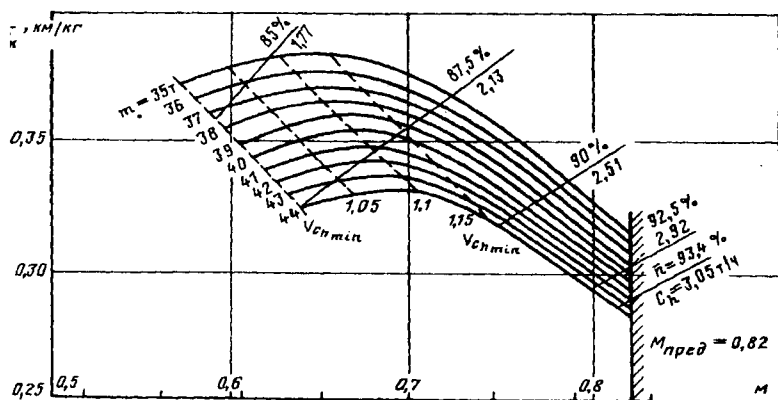


Рис. 21.1. Зависимость удельной дальности от скорости полета

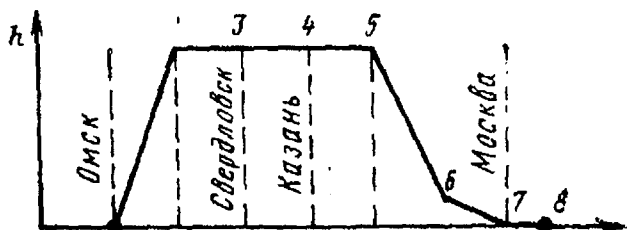


Рис. 21.2. Профиль полета

21. 2. РАСЧЕТ ПОТРЕБНОЙ ДЛЯ ПОЛЕТА МАССЫ ТОПЛИВА

Масса заправляемого топлива $m_{т.зап}$ определяется суммой следа величин: общего расхода топлива в полете от взлета до посадки $m_{т.о}$; расхода топлива за время работы двигателей на земле до взлета и после посадки $m_{т.зем}$ и аэронавигационного запаса топлива $m_{т.анз}$:

$$m_{т.зап} = m_{т.о} + m_{т.анз} + m_{т.зем}$$

Для определения $m_{т.о}$ в руководствах по летной эксплуатации ЛА газотурбинными двигателями имеются либо таблицы, либо графики общего расхода топлива в полете. Они позволяют определять суммарный расход топлива (на взлет, набор высоты, горизонтальный полет, снижение и маневр при посадке) в зависимости от длины маршрута l и высоты полета h . Величина $m_{т.зем}$ включает расход топлива на запуск, опробование и работу двигателей при рулении на старт и после посадки до места стоянки ЛА.

Аэронавигационный запас топлива $m_{т.анз}$ берется сверх потребного для данного полета на случай изменения плана полета, вызванного непредвиденными обстоятельствами (усилением встречного ветра, вынужденными отклонениями от установленного маршрута, направлением на запасный аэродром и др.). Он должен обеспечить полет от аэродрома посадки до запасного. Аэронавигационный запас топлива определяют по таблицам, имеющимся в РЛЭ, в зависимости от расстояния до запасных аэродромов. Во всех случаях навигационный запас топлива должен быть не менее чем на 1 ч полета для самолетов 1, 2 и 3-го класса, на 45 мин для самолетов 4-го класса на 30 мин полета для вертолетов. Для самолетов, выполняющих авиаразведку и полеты в глубь, полярных бассейнов, навигационный запас топлива должен быть не менее чем на 2 ч полета.

Для определения взлетной и посадочной массы ЛА предварительно определяют неизменную и эксплуатационную массу. Неизменная масса складывается из массы снаряженного ЛА m_c , экипажа $m_{эк}$, бортпроводников $m_{бп}$, продуктов питания $m_{пит}$:

$$m_{\text{неизм}} = m_{\text{снар}} + m_{\text{эк}} + m_{\text{бп}} + m_{\text{пит}}.$$

В массу снаряженного ЛА включается масса пустого ЛА и эксплуатационного оборудования. Последнее включает оборудование буфета, жидкость в санузлах и в увлажнительной системе, бытовое и съемное кислородное, служебное и вспомогательное оборудование.

Эксплуатационная масса ЛА

$$m_{\text{эсп}} = m_{\text{неизм}} + m_{\text{т.зап}},$$

где $m_{\text{т.зап}}$ — масса заправляемого топлива.

Зная коммерческую нагрузку $m_{\text{ком}}$, можно определить массу ЛА перед запуском двигателей (у перрона вокзала):

$$m'_{\text{взл}} = m_{\text{эсп}} + m_{\text{ком}}.$$

Взлетная масса ЛА на исполнительном старте

$$m_{\text{взл}} = m'_{\text{взл}} - m_{\text{тземн1}},$$

где $m_{\text{тземн1}}$ — расход топлива на земле перед взлетом.

Полученное значение взлетной массы сравнивают с максимально допустимой для данного типа ЛА, определяемой по графикам РЛЭ для конкретных условий взлета.

Посадочная масса

$$m_{\text{пос}} = m_{\text{взл}} - m_{\text{т.пол}},$$

где $m_{\text{взл}}$ — взлетная масса; $m_{\text{т.пол}}$ — расход топлива в полете.

Значение посадочной массы также сравнивают с максимально допустимым ее значением для данного типа ЛА и конкретных условий посадки.

Конечная масса меньше посадочной $m_{\text{пос}}$ на значение расхода топлива на руление после приземления $m_{\text{тземн2}}$

$$m_{\text{кон}} = m_{\text{пос}} - m_{\text{зем,2}}.$$

Этот расчет является приближенным, так как масса топлива взята без учета конкретных условий полета (скорости и направ-

ления ветра, температуры окружающего воздуха, режима работы двигателей). Поэтому для уточнения расхода топлива в полете необходимо воспользоваться крейсерскими таблицами или графиками удельной дальности, позволяющими выбрать режим работы двигателей и определить расход топлива на участке горизонтального полета. Для этого, кроме массы ЛА и высоты полета, необходимо знать и воздушную скорость. Последняя определяется расписанием полетов. Для того, чтобы прибыть в аэропорт назначения по расписанию, надо лететь со скоростью

$$V = V_n \pm W_{\text{экв}} = \frac{l - l_{\text{наб}} + l_{\text{сн}}}{t_{\text{расп}} - t_{\text{наб}} - t_{\text{сн}} - t_{\text{пос}}} \pm W_{\text{экв}}$$

где e — длина маршрута; $e_{\text{наб}}$ и $t_{\text{наб}}$ — путь и время при наборе высоты; $e_{\text{сн}}$ — и $t_{\text{сн}}$ — путь и время при снижении; $t_{\text{расп}}$ — продолжительность полета по расписанию; $t_{\text{пос}}$ — время, необходимое для выполнения маневра при заходе на посадку; $W_{\text{экв}}$ — эквивалентная скорость ветра (берется со знаком «+» при попутном ветре и со знаком «-» при встречном ветре).

Дальность и продолжительность полета при наборе и снижении $e_{\text{наб}}$, $t_{\text{наб}}$, $e_{\text{сн}}$, $t_{\text{сн}}$, также расход топлива на этих этапах полета берутся из таблиц или графиков в РЛЭ данного типа ЛА в зависимости от высоты полета.

Для определения расхода топлива в горизонтальном полете расчет начинается с определения конечной массы ЛА:

$$m_{\text{кон}} = m_{\text{сн}} + m_{\text{эк}} + m_{\text{бн}} + m_{\text{ншт}} + m_{\text{ком}} + m_{\text{м.анз}}.$$

Затем к конечной массе прибавляются расходы топлива по участкам барограммы полета, (см. рис. 21.2) начиная с ее конца. Прибавив массу $m_{\text{зем 2}}$ к конечной массе, получим массу ЛА в момент приземления (точка 7). Далее последовательно прибавляем расходы топлива при полете по кругу перед посадкой и на снижении, в итоге получим массу ЛА в конце этапа горизонтального полета (точка 5).

Определение потребной массы топлива для горизонтального полета является наиболее сложным. В горизонтальном полете

значения C_h и C_d не постоянны, а уменьшаются по мере уменьшения массы ЛА. Для упрощения расчета при полетах на небольшие расстояния принимают C_h и C_k постоянными. Чтобы определить расход топлива на горизонтальном участке полета, нужно знать среднюю массу ЛА. Нам известна масса ЛА в начале горизонтального полета m_2 и в конце m_3 . Средняя масса ЛА $m_{cp} = (m_2 + m_3)/2$. Для средней массы определяем удельную дальность, а затем километровый расход топлива C_k .

Зная длину горизонтального участка, можно определить для него расход топлива: $m_T = lC_k$. Для определения потребной массы топлива необходимо просуммировать расходы топлива по всем участкам:

$$m_{T.зан} = \sum m_{Ti} + m_{T.анз}.$$

После этого опять проверяются взлетная и посадочная массы и сравниваются с допустимыми для данных условий взлета и посадки.

При полетах на большие расстояния, когда масса ЛА существенно уменьшается за счет выгорания топлива, для более точного расчета расхода топлива все расстояние горизонтального полета разбивается на несколько более мелких участков и для каждого из них определяют расход топлива.

21.3. РАСЧЕТ ДЛИНЫ РАЗБЕГА

На длину разбега оказывают влияние такие эксплуатационные факторы, как взлетная масса, тяга двигателей, температура и давление атмосферного воздуха, скорость и направление ветра, состояние и уклон ВПП.

Длина разбега определяется как путь, пройденный самолетом при прямолинейном ускоренном движении:

$$L_P = V_{отр}^2 / (2 j_{p.c.p}). \quad (21.1)$$

где $V_{отр}$ – скорость отрыва самолета; $j_{p.c.p}$ – среднее ускорение при разбеге.

Зависимость скорости отрыва от различных факторов выражается как

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{2mg / (\rho S C_{y_{\text{отр}}})} . \quad (21.2)$$

Учитывая, что $\rho = p/RT$,

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{2mg RT / (p S C_{y_{\text{отр}}})} , \quad (21.3)$$

где m – взлетная масса самолета; g – ускорение свободного падения; ρ – плотность воздуха; S – площадь крыла; $C_{y_{\text{отр}}}$ – коэффициент подъемной силы крыла при отрыве; p – атмосферное давление; R – газовая постоянная; T – абсолютная температура воздуха.

Таким образом, скорость отрыва зависит от взлетной массы самолета, температуры и давления воздуха, площади крыла и коэффициента подъемной силы крыла при отрыве. Значение ускорения j_p зависит от сил, действующих на самолет при разбеге. Согласно второму закону Ньютона

$$P - (X + F) = m_{jp} \quad (21.4)$$

где P – сила тяги; X – сила лобового сопротивления; F – сила трения качения.

Силу трения F можно выразить через массу самолета m , подъемную силу Y и коэффициент трения качения f :

$$F = f(mg - Y). \quad (21.5)$$

Подставляя значение силы трения F в уравнение (21.4), можно записать:

$$P - [X + f(mg - Y)] = m_{ip} \quad (21.6)$$

Отсюда ускорение при разбеге

$$j_p = g \left\{ \frac{P}{mg} - \left[\frac{x}{mg} + f \left(1 - \frac{Y}{mg} \right) \right] \right\} . \quad (21.7)$$

Члены уравнения (21.7), заключенные в квадратные скобки, представляют собой суммарное сопротивление при разбеге самолета. Это выражение называют приведенным коэффициентом трения:

$$f' = \frac{X}{mg} + \left(1 - \frac{Y}{mg} \right). \quad (21.8)$$

В процессе разбега силы, действующие на самолет, изменяются, вследствие чего изменяется и ускорение. Поэтому для упрощения расчета длины разбега пользуются средними значениями ускорения $j_{p.c.p.}$. Так, в процессе разбега необходимо принимать среднее значение силы тяги $P_{cp.}$, которое подсчитывают путем введения поправочного коэффициента:

$$P_{cp.} = K_{cp} P_{сн.} \quad (21.9)$$

Значения K_{cp} для двигателей различных типов изменяются в пределах 0,95...0,75.

Сила лобового сопротивления $X = C_x S \rho V_{отр}^2 / 2$ изменяется от нуля до максимума при $V_{отр}$. В этом случае среднее значение

$$X_{cp} = C_{x\ отр} S \rho V_{отр}^2 / 4$$

Аналогичным образом определяют и значение подъемной силы:

$$Y_{cp} = C_{y\ отр} S \rho V_{отр}^2 / 4$$

Тогда среднее ускорение при разбеге

$$j'_{p.c.p.} = g \{ P_{cp} / mg - [X_{cp} / mg + f (1 - Y_{cp} / mg)] \}. \quad (21.10)$$

Из формулы (21.10) следует, что среднее значение приведенного коэффициента трения

$$f'_{cp} = X_{cp} / (mg) + f (1 - Y_{cp} / mg). \quad (21.11)$$

Физическая сущность среднего значения приведенного коэффициента трения видна из рассмотрения двух граничных условий разбега $V = 0$ и $V = V_{отр}$. В начале разбега $V=0$, $Y=0$ и $X=0$. Тогда из уравнения (21.11) можно записать: $f' = f$. В конце разбега $V = V_{отр}$; $V_{отр}=mg$ и $X=X_{отр}$. В этом случае

$$f' = X_{отр} / (mg) = X_{отр} / Y_{отр} = 1 / K_{отр}.$$

Таким образом, среднее значение приведенного коэффициента трения

$$f'_{cp} = 0,5 (f + 1 / K_{отр}). \quad (21.12)$$

Обозначив среднюю тяговооруженность $\mu_{cp} = P_{cp} / mg$, формулу (21.10) запишем в виде

$$j_{p, cp} = g (\mu_{cp} - f'_{cp}). \quad (21.13)$$

Наличие уклона ВПП эквивалентно изменению тяговооруженности, так как при этом к силе тяги добавляется или из нее вычитается проекция массы на траекторию разбега. Уклон принято характеризовать значением угла наклона ВПП θ по отношению к горизонту или отношением

$$i = (h_1 - h_2) / L_{ВПП},$$

где h_1, h_2 – нивелирные отметки начала и конца ВПП.

Следовательно, с учетом уклона среднее ускорение на разбеге

$$j_{p, cp} = g (\mu_{cp} - f'_{cp} \pm i). \quad (21.14)$$

Знак «+» относится к разбегу под уклон, а знак «-» – к разбегу на уклон.

Используя формулы (21.1) и (21.14), длину разбега можно выразить как

$$L_p = \frac{\sqrt{2mgRT(pSC_{y_{отр}} \pm W_{экв})^2}}{2g(M_{cp} - f'_{cp} \pm i)} \quad (21.15)$$

где $W_{экв}$ — проекция скорости ветра на направление взлета.

Этой формулой удобно пользоваться для оценки влияния эксплуатационных факторов на длину разбега. Из нее видно, что длина разбега значительно увеличивается при увеличении взлетной массы m (при изменении массы на 1% длина разбега меняется на 2,5...2,7%), так как возрастает скорость отрыва $V_{отр}$ и уменьшается тяговооруженность $\mu_{ср}$. Колебания температуры T и давления p окружающего воздуха приводят к изменению его плотности, от которой зависят скорость отрыва и ускорение. В среднем при возрастании температуры на 1°C длина разбега увеличивается на 20 м, а при уменьшении давления на 0,133 кПа – на 3 м.

Состояние ВПП, характеризующееся коэффициентом трения качения, влияет на длину разбега. Коэффициенты трения качения в зависимости от состояния ВПП имеют следующие значения:

Бетон сухой	0,02-0,03
Бетон мокрый	0,04...0,06
Твердый грунт	0,04...0,05
ВПП с низким травяным покровом	0,06...0,065
ВПП с высоким травяным покровом	0,14...0,15
Мягкий песчаный грунт	0,12...0,30
Сырой вязкий грунт	0,25...0,35

Тяга двигателя P влияет на длину разбега. Уменьшение тяги на 10 % увеличивает длину разбега на 9...10 %. Уклон ВПП также влияет на длину разбега. При взлете под уклон горизонтальная составляющая массы дополнительно ускоряет движение самолета, и наоборот.

21.4. РАСЧЕТ ДЛИНЫ ПРОБЕГА

Аналогично разбегу длина пробега выражается через посадочную скорость и среднее ускорение торможения:

$$V_{пр} = V_{пос}^2 / 2 j_{тор ср}$$

Ускорение торможения зависит в основном от двух сил, действующих на самолет при пробеге: лобового сопротивления X и трения колес F , которые в процессе пробега изменяются (рис.21.3). При уменьшении скорости движения самолета X уменьшается пропорционально квадрату скорости движения самолета по ВПП. Причем для самолетов с передней опорой имеет место скачкообразное уменьшение аэродинамического сопротивления в момент опускания опоры. Сила трения F , наоборот, скачкообразно увеличивается, так как при этом включаются тормоза. Она также зависит от коэффициента трения (сцепления) колес о поверхность ВПП и от силы нормального давления самолета на ВПП, которая в свою очередь определяется посадочной массой и подъемной силой самолета:

$$F = f(mg - Y)$$

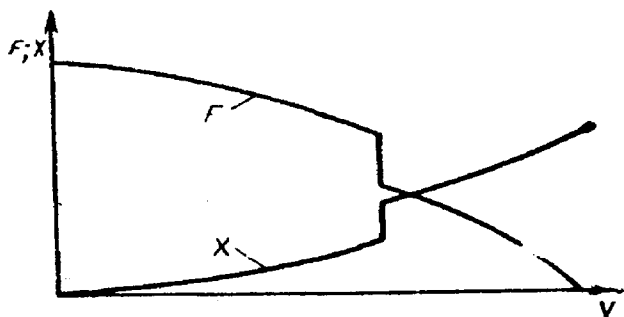


Рис. 21.3. Изменение сил лобового сопротивления X и трения F в зависимости от скорости при пробеге

Сила F с уменьшением скорости непрерывно увеличивается вследствие уменьшения подъемной силы.

Среднее значение тормозящей силы R_{cp} в процессе пробега может быть определено как среднее арифметическое начального и конечного значений сил X и F :

$$R_{cp} = \frac{1}{2}(X + F) = \frac{1}{2} \left[C_x \frac{P V_{noc}^2}{2} S + f(mg - Y) \right].$$

Тогда среднее значение ускорения торможения

$$f_{\text{торм.ср}} = R_{\text{ср}} / m$$

Рассмотренные здесь тормозящие силы действуют на всей длине пробега. На современных ЛА для торможения широко используют реверсивные устройства. Этот способ торможения весьма эффективен и не зависит от состояния ВПП, однако он используется лишь до определенной скорости пробега, указанной в РЛЭ. Это ограничение применения реверсивных устройств по скорости пробега вызвано необходимостью защиты силовых установок от попадания посторонних предметов. В связи с этим при расчете длины пробега следует брать не все значение отрицательной тяги $R_{\text{рев}}$, а ее половину. Посадочная скорость может быть определена как

$$V_{\text{нос}} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{y_{\text{нос}}} \rho S}} = \sqrt{\frac{2mgRT}{C_{y_{\text{нос}}} PS}}.$$

Кроме того, на длину пробега $L_{\text{пр}}$ оказывают влияние скорость и направление ветра $W_{\text{эвб}}$, а также уклон ВПП i .

Таким образом, длина пробега зависит от следующих эксплуатационных факторов: массы самолета, состояния ВПП, температуры и давления окружающей среды, скорости и направления ветра, уклона ВПП.

При изменении указанных эксплуатационных факторов длина пробега

$$L_{\text{пр}} = K_m K_T K_p K_f K_w K_i K_{\text{рев}} L_{\text{пр.о}},$$

где $L_{\text{пр}}$ – длина пробега при стандартных условиях посадки.

Приведенные здесь коэффициенты учитывают влияние изменения соответствующих эксплуатационных факторов на длину пробега: K_m – посадочной массы ЛА, K_T – температуры воздуха, K_p – давления воздуха, K_f – силы трения, K_w – скорости ветра, K_i – направления ветра, $K_{\text{рев}}$ – силы тяги реверса.

Для расчета длины пробега в РЛЭ имеются номограммы. Однако по ним принято определять не длину пробега, а предельную посадочную массу ЛА для данного аэродрома и кон-

кретных условий посадки, для чего по имеющимся в РЛЭ номограммам разработаны специальные таблицы.

21.5. РАСЧЕТ ЗАГРУЗКИ И ЦЕНТРОВКИ ЛА

Для каждого ЛА установлен определенный порядок его загрузки перед полетом. Соблюдение этого порядка обеспечивает центровку ЛА в заданных пределах, максимальное использование его полезной грузоподъемности и рациональное размещение грузов для сокращения времени погрузки и выгрузки.

Расчет загрузки и центровки ЛА при транспортных полетах производит диспетчер службы перевозок по центровке (ДЦ). Учитывая важность этих расчетов, командир корабля контролирует загрузку и центровку ЛА. Для всех прочих полетов (перегоночных, учебных, тренировочных, испытательных и др.) расчет загрузки и центровки j производится вторым пилотом или бортинженером.

Диспетчер по центровке для расчета загрузки и центровки должен располагать сведениями о заправке топливом, коммерческой загрузке, массе пустого ЛА, допустимой взлетной массе, составе экипажа, предельных значениях центровки.

Зная допустимую взлетную массу $m_{\text{взл. доп}}$ ЛА и эксплуатационную $m_{\text{эксп.}}$ можно определить предельную коммерческую нагрузку:

$$m_{\text{ком.пред}} = m_{\text{взл. доп}} - m_{\text{эксп.}}$$

Коммерческая нагрузка включает массу пассажиров от $m_{\text{пас}}$, багажа $m_{\text{баг}}$ и груза $m_{\text{гр}}$

$$m_{\text{ком}} = m_{\text{пас}} + m_{\text{баг}} + m_{\text{гр}},$$

Расчет центровки можно производить как аналитическим, так и графическим способами. Он производится для взлетной и посадочной массы с убранными и выпущенными положениями шасси. Для расчета центровки нужно знать массу и центр тяжести пустого летательного аппарата.

Схему аналитического расчета центровки можно представить следующим образом. На оси X , являющейся строительной

горизонталью фюзеляжа, размещают массы экипажа, пассажиров, багажа, грузов, продуктов питания и топлива в соответствующих местах, а также массу пустого ЛА в центре тяжести конструкции. Очевидно, сумма этих масс должна равняться взлетной массе, т.е.

$$\sum m_i = m_{взл}.$$

Второй центrovочной осью является ось Y , являющаяся перпендикуляром к плоскости строительной горизонтали фюзеляжа. Сумма моментов указанных выше масс

$$\sum M_i = \sum (m_i X_i),$$

где X_i – расстояние от грузов t , до центrovочной оси Y .

Расстояние от оси Y до центра тяжести

$$X_0 = \frac{\sum M_i}{\sum m_i} = \frac{\sum (m_i X_i)}{\sum m_i}.$$

Тогда центровка в процентах $САХ$ х

$$\bar{X}_{им} = \frac{X_{им}}{b_{САХ}} 100 = \frac{X_0 - \alpha_0}{b_{САХ}} 100 = \frac{\sum (m_i X_i) / \sum m_i - \alpha_0}{b_{САХ}} 100,$$

где α_0 – расстояние от оси Y до начала средней аэродинамической хорды $b_{САХ}$.

Однако на практике отдается предпочтение графическим методам расчета центровки, так как аналитический расчет требует больше времени на вычислительные работы. В связи с этим для каждого ЛА разработаны центrovочные графики, копии которых помещены в руководствах по летной эксплуатации.

Если центровка выходит за допустимые пределы, то необходимо перераспределить грузы.

В последнее время разработан более совершенный способ определения центровки при помощи автоматической системы, замеряющей давление жидкости в амортизационных стойках шасси. По этим показаниям бортовое счетно-решающее устройство выдает на специальные индикаторы значения взлетной массы и центровки ЛА.

Глава 22. КОМПЛЕКСНАЯ ПОДГОТОВКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ К ПОЛЕТАМ

22.1. ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА ЛА

При подготовке ЛА к полетам принимают участие специалисты различных служб, обеспечивающих полеты: инженерно-авиационной, аэродромной, штурманской, коммерческой, управления воздушным движением и др., что обуславливает необходимость проведения комплекса работ на ЛА. Здесь регламентирующим фактором является расписание полетов и конкретное задание на полет, определяемое экипажу командованием объединенного авиаотряда. Четкая деятельность всех служб обеспечивает соблюдение регулярности полетов и отсутствие задержек по вине служб.

Комплексная подготовка ЛА к полету включает техническую подготовку ЛА и подготовку экипажа. Техническая подготовка осуществляется ИАС, которая несет ответственность за инженерно-авиационные обеспечения полетов и имеет право контроля за деятельностью всех других служб авиапредприятия. Подготовка, осуществляемая ИАС, включает следующие основные работы: выполнение очередного ТО согласно регламенту; устранение неисправностей и отказов систем, выявленных в предыдущих полетах и при выполнении очередной формы ТО, заправку топливом, жидкостями, газами; мойку: удаление снега и льда (в зимний период); кондиционирование воздуха в кабинах; подогрев двигателя и систем (при необходимости); осмотр и приемку ЛА экипажем; оформление документации.

Бригадир-авиатехник, ответственный за выполнение работ по обеспечению вылета, в первую очередь несет ответственность за подготовку ЛА к полету. Прежде чем приступить к выполнению работ по обеспечению вылета, бригадир-авиатехник

обязан проверить карту-наряд на оперативное ТО, которое к этому времени должно быть полностью закончено, просмотреть бортовой журнал и убедиться лично, что документация на обслуживание ЛА оформлена правильно и подписана должностными лицами, ответственными за выполнение работ. Работы по обеспечению каждого вылета выполняются в строгом соответствии с регламентом технического обслуживания. Если при этом исполнители обнаружат отдельные, не замеченные ранее повреждения или неисправности или какие-либо другие отклонения от технических условий, то бригадир обязан об этом доложить инженеру смены, который определяет порядок устранения замеченных отклонений технического состояния от нормы и время окончания всех работ. Свое решение инженер докладывает начальнику смены.

Зачастую, кроме работ по обеспечению вылета, указанных в регламенте, возникает необходимость выполнить некоторые дополнительные работы, например: дозаправку ГСМ спецжидкостями, водой: дозарядку систем газами; удаление снега, инея, льда с поверхности ЛА; кондиционирование воздуха в кабинах (зимой – подогрев, летом – охлаждение); подогрев двигателей и изделий; буксирование ЛА на перрон или на площадку для запуска и пробы двигателей.

Перечисленные задачи ИАС при эксплуатации современных пассажирских ЛА выливаются в сложные процессы взаимодействия различных специалистов с ЛА и наземной техникой. Поэтому одна из наиболее актуальных проблем в общем комплексе задач, решаемых ИАС, – проблема механизации и автоматизации процессов ТО ЛА. Ее решение позволит не только сократить затраты труда и повысить его производительность, но и снизить простой ЛА при подготовке к полету, повысить интенсивность его использования, регулярность и безопасность полетов.

В соответствии с НТЭРАТ ГА подготовленным к полету считается ЛА, на котором имеется достаточный ресурс для выполнения задания; системы заправлены ГСМ, спецжидкостями и заряжены газами в соответствии с заданием на полет и регламентом; судовая документация находится на борту; бортовое аварийно-спасательное оборудование и снаряжение укомплек-

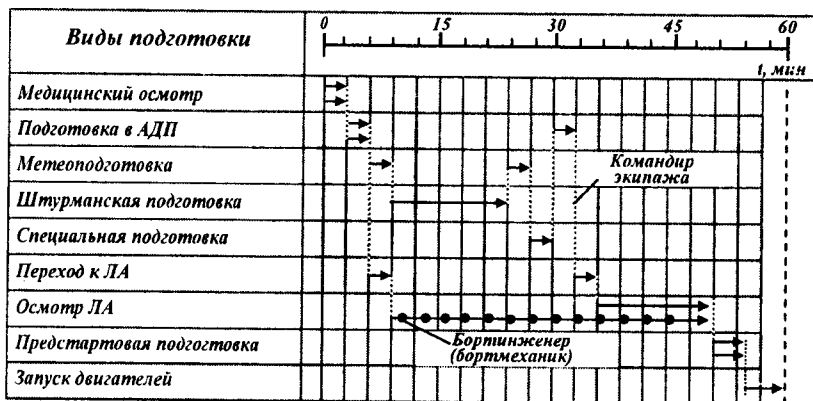
тованы согласно описям и перечням в бортовом журнале; проведены работы по обеспечению вылета; должностные лица АТБ в карте-наряде подписали заключение о том, что ЛА подготовлено к полету и разрешен вылет. При этом такие работы, как уборка троса заземления и упорных колодок из-под колес, обеспечение запуска двигателей, отключение наземных источников питания, заключительный осмотр ЛА и обеспечение выруливания, ИТС выполняет в процессе ТО и после сдачи ЛА экипажу. После этого должностные лица АТБ в карте-наряде подписывают заключение о том, что ЛА подготовлен к полету и вылет разрешен. Так, для ЛА 1-го и 2-го классов это решение принимает инженер или начальник смены, для ЛА 3-го и 4-го классов с ГТД, применяемых для воздушных перевозок, – инженер по эксплуатации. В отдельных случаях такое заключение дают старший или главный инженер АТБ и его заместитель по А и РЭО, начальники цехов, отделов, инженеры ОТК и техотдела, имеющие допуск. Для ЛА 4-го класса, используемых для авиационных работ, разрешение на вылет может давать авиатехник, обслуживающий ЛА.

Перед подписанием карты-наряда должностное лицо обязано убедиться в наличии: подписей исполнителей и контролирующих специалистов в карте-наряде, что свидетельствует о выполнении работ по осмотру, обслуживанию и всех других дополнительных работ; подписей инженера или бригадира по А и РЭО; подписи инженера по эксплуатации или техника-бригадира, свидетельствующие об исправности ЛА; подписей исполнителей, ответственных за выполнение работ по обеспечению самого вылета, и контролирующих лиц. Должностное лицо должно также лично проверить, выполнены ли все работы по обеспечению вылета, контроль которых возложен на инженера.

На ряде авиапредприятий и учебных заведений применяется закрепленный метод ТО. В этом случае разрешение на вылет дает инженер или бригадир, а при единичном базировании на временном аэродроме – авиатехник, за которым закреплен ЛА. После выполнения всего объема работ экипаж информирует об этом и ему передаются оформленная карта-наряд на оперативное ТО, бортовой журнал, бланк справки о работе ЛА в рейсе, судовая документация и ключи от ЛА. Дальнейший осмотр ЛА

выполняется членами экипажа, а технический состав в это время снимает чехлы, заглушки, трубки, штыри, другие временно устанавливаемые и снимаемые перед вылетом устройства, которые передаются бортинженеру или бортмеханику.

Если члены экипажа в процессе своего осмотра обнаружат какие-либо неисправности, то бригадир, ответственный за обеспечение вылета, срочно принимает меры по их устранению. Руководство по летной эксплуатации конкретных ЛА предусматривает возможность вылета с отдельными неисправностями. Перечень таких неисправностей имеется в РЛЭ. Разрешение на вылет в подобных случаях выдает начальник смены или инженер. При этом производится соответствующая запись в боржурнале о характере неисправности. Такая же запись делается в карте-наряде на оперативное ТО и об этом информируют командира экипажа.



Технический график подготовки командира и бортинженера к полёту

Возможны случаи, когда на аэродроме вылета нет специалиста инженерно-авиационной службы, допущенного к эксплуатации данного типа ЛА. Решение о вылете с неисправностями и повреждениями в этом случае принимает командир экипажа по согласованию с главным инженером УГА и делает соответ-

вующую запись в бортовом журнале. Командир экипажа как лицо, ответственное за выполнение полета, имеет право окончательного решения во всех случаях на вылет с неисправными неисправностями. Свое решение он принимает с учетом условий предстоящего полета, оборудования аэродромов взлета и посадки и других обстоятельств, влияющих на безопасность полета.

22.2. ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА ЭКИПАЖА

Все члены экипажа ЛА обязаны всякий раз в полном объеме и качественно выполнять подготовку к полету независимо от его продолжительности и назначения. Предполетная подготовка выполняется в соответствии с требованиями документов, регламентирующих летную работу: НППГА – наставления по производству полетов в гражданской авиации РУз, ОПП – организация и проведение полетов, НШС – наставления по штурманской службе и т.д. Она подразделяется на предварительную и предполетную. Основной вид подготовки к полету – предварительная подготовка, которая выполняется накануне дня вылета в полном составе экипажа под руководством командира летного подразделения и его заместителя.

В процессе предварительной подготовки уясняются задачи предстоящего полета или полетов, подбирается и уточняется документация, необходимая для выполнения полетов, изучаются и уточняются особенности техники пилотирования, эксплуатации ЛА и его функциональных систем, порядок взаимодействия членов экипажа в нормальных условиях полета и особых ситуациях. Порядок проведения и содержание предварительной подготовки определены в руководящих документах. Такая подготовка особенно важна перед первым самостоятельным полетом командира на данном типе ЛА, перед первым полетом командира ЛА по данной трассе, маршруту, перед полетом по специальному заданию, перед выполнением нового вида авиационных работ. Если выполняются систематические полеты по данной трассе или однотипные авиационные работы в равнинной или холмистой местности, такая подготовка проводится один раз в 6 мес. В горной местности она проводится не реже 1 раза в

3 мес, если имеются перерывы в полетах продолжительностью более 30 календарных дней.

При систематических полетах по известной трассе или выполнении авиационных работ в уже известном районе в процессе предварительной подготовки изучаются дополнительно особенности выполнения полетов в предстоящий период года, а также изменения в инструкциях по производству полетов и документации аэронавигационной информации. В заключение выполняется контроль готовности экипажа к выполнению полетов.

Предполетную подготовку экипажа организует и проводит командир ЛА перед каждым полетом. Она проводится с учетом конкретной аэронавигационной обстановки и метеоусловий. В соответствии с НПП ГА экипаж должен приступить к предполетной подготовке не позднее чем за 1 ч до намеченного времени вылета, а в промежуточных аэропортах при кратковременной стоянке – с момента явки экипажа в АДП.

Содержание предполетной подготовки всех членов экипажа (командира, второго пилота, штурмана, бортрадиста и бортиженера или бортмеханика) и их обязанности определены НПП ГА и обязательны к исполнению. Командир экипажа обязан: доложить диспетчеру АДП о готовности экипажа к прохождению предполетной подготовки; получить информацию о технической готовности ЛА, о состоянии аэродромов вылета и назначения, а также запасных аэродромах. Кроме того, командир обязан изучить и определить конкретные действия экипажа в случае возникновения аварийной обстановки, в том числе экстренной посадки после взлета. Если все необходимые операции по подготовке выполнены, то командир обязан принять решение о вылете, в том числе и при наличии отдельных неисправностей ЛА, оговоренных в РЛЭ. Это решение принимается лишь после доклада каждого члена экипажа о готовности ЛА к вылету и выполнения работ, предусмотренных РЛЭ перед вылетом.

Второй пилот среди других обязанностей, предусмотренных НПП ГА, обязан: рассчитать максимально допустимую взлетную массу ЛП и взлетные характеристики в зависимости от конкретных условий взлета; осмотреть пассажирский салон, багажные помещения; выполнить работы, предусмотренные РЛЭ перед вылетом; доложить командиру о готовности к полету. В

состав экипажа могут включаться и S другие специалисты для выполнения конкретного задания на полет. В E период предполетной подготовки ЛА они обязаны выполнить все операции, предусмотренные РЛЭ в части, их касающейся.

22.3. ОСОБЕННОСТИ БУКСИРОВКИ И РУЛЕНИЯ

Перемещение ЛА по аэродрому осуществляется рулением и буксированием. Руление могут выполнять командир корабля или по его указанию второй пилот. Буксирование необходимо для перемещения ЛА по аэродрому к перрону, на места стоянок, рубеж запуска двигателей (предварительный старт), в ангар, на специальные стоянки для выполнения периодических форм ТО.

Буксирование ЛА по рулежным дорожкам и ВПП, в том числе пересечение ВПП, осуществляется только с разрешения диспетчера службы движения, поскольку она может создать угрозу безопасности для других ЛА. В этом случае лицо, осуществляющее буксирование, с помощью бортовой радиостанции поддерживает постоянную связь с диспетчером. Само буксирование осуществляется в строгом соответствии с инструкцией по буксированию и схемой движения ЛА и транспорта на данном аэродроме. Решение о буксировании могут принимать инженер или начальник смены, который назначает ответственного авиа-техника и подчиненный ему состав бригады, осуществляющий данное буксирование. Эти специалисты должны пройти специальный инструктаж и иметь допуск к такого рода работам. Водитель буксировщика назначается приказом руководителя авиа-предприятия.

Буксировать ЛА разрешается по искусственному покрытию и по грунту, пригодному для данного типа ЛА. Потребное тяговое усилие для буксирования зависит от массы ЛА и коэффициента трения колес. Коэффициент трения f_t зависит от вида и состояния покрытий аэродрома и составляет: для сухого бетона $f_t(б) = 0,01$; мокрого $f_t(мб) = 0,012$; для твердого грунта $f_t(тр)=0,04$. Тяговое усилие буксировщика $P_{бу}$ должно быть не менее потребного $P_{потр}$, т.е. должно соблюдаться условие $P_{бу} > P_{потр}$.

Тип тягача для буксирования выбирают в соответствии с типом и массой буксируемого ЛА. Для ЛА массой до 50 т применяют буксировщики с тяговым усилием до 10 т. В этом случае можно использовать обычные грузовые автомобили. Для ЛА с массой более 50 т применяют более мощные тягачи: Урал-375Ф, КрАЗ-255Б и др. Большегрузные ЛА типов Ил-62, Ил-76, Ил-86, «Антей», «Руслан» буксируют тягачами типа БелАЗ-7422.

Анализ авиационных происшествий в гражданской авиации показывает, что значительное их число происходит во время буксирования ЛА по аэродрому. Имеют место повреждения и поломки ЛА, требующие затем восстановительных работ. С учетом этого на многих крупных авиапредприятиях с интенсивным движением в составе смен оперативного обслуживания организуют буксировочные бригады. Специалисты, входящие в них, проходят специальную подготовку, стажировку и только после сдачи зачетов получают допуск к работе. Основной вид буксирования – «носом вперед». В отдельных случаях, например для постановки ЛА в ангар, может допускаться буксирование «хвостом вперед».

Скорость буксирования ЛА устанавливается инструкцией по буксированию данного типа ЛА. Буксирование ЛА на прямых, свободных от препятствий участках аэродрома разрешается со скоростью до 15 км/ч, а при маневрировании на местах стоянок и при поворотах – до 5 км/ч. Если вблизи места буксирования имеются препятствия, то скорость не должна превышать скорости медленно идущего человека. При этом необходимо следить, чтобы удаление любой части ЛА от препятствия было не менее 2 м.

Перед началом буксирования инженер или начальник смены проводит инструктаж технического состава бригады, назначенной для буксирования ЛА. При этом он руководствуется НТЭ-РАТ ГА, НПП ГА и инструкциями, действующими на данном аэродроме. Указывается на особенности выполнения работ в соответствии с местными условиями и погодой, размещением других ЛА на аэродроме и препятствиями по предлагаемому маршруту буксирования. Проверяется состояние буксировочных средств, готовность членов бригады к работе. Выполняется ин-

структаж по технике безопасности. Выполнение требований безопасности исключает повреждение людей и авиационной техники при встрече, рулении и буксировании ЛА.

Любое перемещение ЛА и спецтранспорта по аэродрому строго регламентируются рядом нормативных документов, которые обеспечивают технику безопасности. Основные их требования сводятся к следующему: в кабине буксируемого ЛА должен находиться пилот или бортмеханик, допущенный к полетам на данном типе ЛА, либо лицо инженерно-технического состава, допущенное приказом начальника АТБ к проведению буксирования. Связь водителя тягача с кабиной ЛА осуществляется по рации или переговорному устройству ЛА. Ответственный за буксирование ЛА обязан перед началом работы ознакомить всех специалистов с маршрутом, правилами техники безопасности и контролировать их выполнение. В процессе буксирования должны использоваться команды, установленные ИТЭРАТ ГА. ЛА должен быть надлежащим образом подготовлен к буксированию. Перед ней обязательно должны быть выполнены следующие работы: отсоединены от ЛА все средства наземного оборудования, не используемые при буксировании, и убраны из зоны движения; проверена исправность средств связи с буксировщиком, диспетчером службы движения; проверена исправность заземляющих устройств; установлены штыри в замках шасси и контровки на штырях; проверено давление в тормозной системе — оно должно быть в допустимых пределах. Буксировочное устройство должно находиться в исправном состоянии для обеспечения надежности в течение всей операции. Следует также проверить исправность аэронавигационного освещения. При необходимости его надо включить. В зоне буксирования следует исключить пребывание посторонних лиц.

Все лица, участвующие в буксировании ЛА, должны находиться на своих рабочих местах, определенных ответственным за буксирование лицом. Запрещается находиться в зоне движения колес шасси, на ЛА вне кабины, стоять в кузове и на подножке тягача и т.п.

Экипажу запрещается рулить, если давление в тормозных системах ниже установленных пределов или имеются признаки неисправности тормозов; не получено разрешение диспетчера

службы движения и ответственного лица ИАС, обеспечивающего выпуск или перемещение ЛА по аэродрому; безопасность не обеспечивается из-за наличия препятствий, неудовлетворительного состояния места стоянки и рулежных дорожек.

Скорость руления выбирается командиром ЛА в зависимости от состояния РД, ВПП, грунта, наличия препятствий и условий видимости. Особые требования предъявляются при пересечении, рулении и буксировании по ВПП. Для этого требуется разрешение службы движения и постоянная связь с ней по радиации.

22.4. ПОДГОТОВКА ЛА К ПОЛЕТАМ В СЛОЖНЫХ ПОГОДНО-КЛИМАТИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

Современные ЛА проектируются и изготавливаются с учетом возможности их использования в любых ожидаемых условиях эксплуатации. Однако сложные погодные-климатические условия, обусловленные высокими или низкими температурами окружающего воздуха, наличием повышенной влажности, снега, льда, а также другими экстремальными условиями (штормовой ветер, пыльные или снежные бури, гроза, ливень и др.), вызывают необходимость их учета при подготовке ЛА к полету.

Метеорологическая служба аэропорта обеспечивает контроль этих условий и своевременно оповещает все службы для принятия конкретных мер. Так, руководство АТБ при получении соответствующего предупреждения может временно приостановить обслуживание ЛА и принять соответствующие меры предосторожности для безопасности людей и сохранности техники. Если обслуживание не приостанавливается, то исполнители работ обязаны: исключить попадание воды, снега, пыли в открытые полости систем и демонтированных изделий, приемника статического и полного давления, внутрь топливных баков, кабины, отсеков, других мест, где скопление воды, снега, пыли опасно; пришвартовать ЛА или принять другие меры, предусмотренные для данного типа ЛА, исключающие его повреждение при сильном ветре; установить колодки под колеса, застопорить органы управления; правильно разместить и при необходимости закрепить находящиеся поблизости средства наземного

обслуживания, изделия, стенды устройства, крышки люков и другие предметы.

Другие дополнительные работы, которые должны выполнить в подобных случаях специалисты инженерно-авиационной службы, оговорены в НТЭРАТ ГА, РЛЭ и аэродромной инструкции. Низкие температуры окружающего воздуха также приводят к усложнению условий технической эксплуатации ЛА. Так, запуск двигателей производится после их предварительного подогрева в соответствии с требованиями РЛЭ, запрещается проворачивать воздушные винты (роторы) не подогретого двигателя во избежание поломки деталей. Резиновые изделия (шланги, дюриты, уплотнения, амортизаторы, пневматики) требуют повышенного контроля технического состояния. Такого же контроля требуют соединения трубопроводов гидравлических и воздушных систем. Кроме того, низкие температуры требуют применения соответствующих масел, спецжидкостей и расходных материалов, разрешенных специальными инструкциями для конкретных типов ЛА.

Глава 23. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ В ПОЛЕТЕ

23.1. УПРАВЛЕНИЕ РАБОТОЙ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ И ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ВЗЛЕТЕ И НАБОРЕ ВЫСОТЫ

Взлет – один из наиболее сложных этапов полета. Перед взлетом на исполнительном старте члены экипажа еще раз проверяют исправность работы всех систем и оборудования согласно картам контрольных проверок и докладывают командиру корабля о готовности к взлету. При этом самолет удерживается на тормозах, предкрылки, закрылки и стабилизатор устанавливаются во взлетное положение, а переключатель управления передней опоры – в положение «разбег-пробег».

Получив разрешение на взлет, двигатели переводят на взлетный режим, плавно отпускают тормоза, и самолет начинает разбег. Выдерживание направления достигается рулем направления, а при боковом ветре могут использоваться и тормоза.

При достижении скорости $V_R = (0,6... 0,7) V_{отр}$, пилот перемещением штурвала на себя производит отделение передней опоры шасси от ВПП, а при скорости $V_{отр}$ самолет отрывается от взлетной полосы. После этого на высоте не менее 3...5 км по команде командира экипажа производится уборка шасси.

Расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента начала движения до набора высоты 10м с одновременным достижением безопасной скорости $V_{без} = 1,15 V_s$ (где V_s – скорость сваливания самолета) называется длиной взлетной дистанции $L_{вз.дист}$ (рис.23.1). Для современных самолетов $L_{вз.дист} = (1,5...2) L_{раз}$.

На высоте не менее 200 м (в соответствии с РЛЭ) производится уборка закрылков и предкрылков, перекладка стабилизатора. После этого двигатели переводятся на номинальный ре-

жим работы и начинается набор высоты. На высоте 300...400 м включается система кондиционирования воздуха в салонах и кабине экипажа, которая автоматически поддерживает заданные температуру и давление.

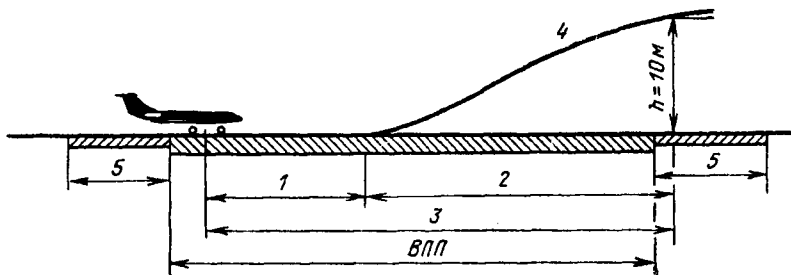


Рис. 23.1. Взлетная дистанция при взлете самолета с ГТД:
1 – длина разбега; 2 – длина воздушного участка; 3 – длина взлетной дистанции; 4 – траектория взлета; 5 – концевая полоса безопасности

В условиях возможного обледенения (облачность, туман, снегопад, морось, дождь при температуре $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже) перед вылетом включается противообледенительная система двигателей сразу после запуска и вывода их на режим малого газа, а противообледенительная система крыла, оперения и предкрылков – после отрыва от земли.

Основными характеристиками набора высоты являются приборная и вертикальная скорости, пройденное по горизонтали расстояние, время и расход топлива. Применяются два режима набора высоты: максимальной скороподъемности и экономический (скоростной набор). Режим максимальной скороподъемности рекомендуется применять при необходимости быстрого набора высоты в зонах интенсивного воздушного движения, при сильной облачности, болтанке, а также при отказе одного из двигателей. При таком режиме сокращается время набора высоты, уменьшается путь, пройденный по горизонту, но увеличиваются общее рейсовое время и расход топлива на рейс.

Экономический (скоростной) режим выполняется на значительно большей приборной скорости. При этом увеличиваются путь и время набора высоты. Его применение обеспечивает

наименьшее рейсовое время при меньших затратах топлива на полет. Следовательно, такой режим обеспечивает минимум себестоимости эксплуатации самолета. Основными показателями взлетных качеств ЛА принято считать длину разбега и проходимость его по грунту. Под проходимостью самолета понимается способность его рулить и совершать взлет и посадку на грунтовом аэродроме, причем глубина колеи, образующаяся от опор шасси при движении самолета, не должна превышать допустимых значений. Приближенно можно определить допустимое значение глубины колеи как

$$h \leq B / 4$$

где B – ширина пневматика колеса шасси

Хорошая проходимость обеспечивает возможность взлета самолета с грунтовых аэродромов при пониженной прочности грунта. При взлете с грунтовой ВПП длина разбега зависит от угла атаки на разбеге. При этом минимальная длина разбега достигается на больших углах атаки. Чем меньше прочность грунта или глубже снеговой покров, тем раньше нужно переводить самолет на взлетный угол атаки, чтобы за счет увеличения подъемной силы уменьшить силу трения колес шасси о землю. При взлете с грунтовых полос экипаж должен быть особенно внимателен, так как вследствие неровностей полосы самолет при разбеге может раскачиваться в продольном и поперечном направлении, и определить в этом случае момент отрыва переднего колеса становится затруднительным. Перед взлетом с грунтового аэродрома особо тщательно должны быть проверены расчетом допустимая взлетная масса и длина разбега.

Основная особенность взлета самолета при боковом ветре связана с появлением разворачивающего момента, под действием которого самолет может уклониться от осевой линии ВПП. В этих условиях пилот, пользуясь рулем направления, элеронами, а при необходимости и тормозами, удерживает самолет на осевой линии ВПП. Отрыв самолета в данном случае необходимо производить на скорости, превышающей обычную скорость отрыва на 10...15 км/ч. После отрыва для выдерживания направления полета устанавливается угол упреждения.

23.2. УПРАВЛЕНИЕ РАБОТОЙ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ И ДВИГАТЕЛЕЙ В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ

Режимы горизонтального полета определяются рядом независимых параметров, характеризующих движение ЛА в каждый момент времени и степень напряженности работы силовых установок. Такими параметрами являются высота и скорость полета, курсовой угол, углы траектории, крена и скольжения, а также параметры, характеризующие работу силовых установок (тяга или мощность, частота вращения ротора двигателя, угол УПРТ, величина наддува).

При горизонтальном полете ЛА с ТРД основными параметрами, характеризующими режим полета, являются высота и скорость. Они определяют и режим работы силовой установки, т. е. тягу и частоту вращения. Дополнительным параметром является частота вращения ротора двигателя.

Горизонтальный полет ЛА с турбовинтовыми двигателями, у которых программа регулирования осуществляется по закону $n = \text{const}$, также определяется двумя основными параметрами – высотой и скоростью полета. Дополнительным (контрольным) параметром является положение рычага управления подачей топлива (a УПРТ).

Режим горизонтального полета ЛА с поршневыми двигателями и винтами изменяемого шага (ВИШ) характеризуется высотой, скоростью полета и частотой вращения коленчатого вала двигателя. Но так как последний параметр не характеризует мощность двигателя с ВИШ, то дополнительно контролируется наддув двигателя P_k .

На заданной высоте режим горизонтального полета ЛА однозначно определяется значением скорости полета. В связи с этим принята классификация режимов горизонтального полета по значению скорости. Основными из них являются следующие режимы: максимальной скорости горизонтального полета V_{max} , который имеет место при максимальной тяге (мощности) двигателей; скорости, соответствующей номинальной тяге (мощности) силовых установок, $V_{\text{ном}}$; максимальной дальности полета, которому соответствует минимальный километровый расход

топлива $V_{c_{\min}}$, максимальной продолжительности полета, при котором достигается минимальный часовой расход топлива. $V_{c_{h \min}}$.

Кроме указанных основных режимов полета, в зависимости от конкретных условий и характера выполняемых задач широко используются и другие (промежуточные) режимы.

Современные ЛА на максимальном режиме работы двигателей в горизонтальном полете, а особенно при снижении могут достигать таких значений скорости, при которых заметно ухудшаются их устойчивость и управляемость, появляются большие перегрузки, вибрация и другие нежелательные явления. Поэтому для каждого типа ЛА устанавливают ограничения по скорости (числу M).

При полете на малых и средних высотах в плотных слоях атмосферы ограничения по скорости обуславливаются прочностью конструкций ЛА при действии скоростного напора $\rho V^2/2$. В некоторых случаях ограничивающим фактором могут служить колебания элементов конструкции типа «флаттер». Поэтому для указанных высот в качестве критериев ограничения скорости устанавливаются значения максимально допустимой приборной скорости $U_{\text{пр. max доп}}$, что равносильно ограничению по скоростному напору.

При полетах на больших высотах в качестве критерия ограничения скорости полета берется число M . Это объясняется тем, что на больших высотах полета различного рода аномальные явления в поведении ЛА обычно связаны с появлением и последующим интенсивным развитием волнового кризиса на крыле, хвостовом оперении и фюзеляже. При этом ухудшается устойчивость и управляемость ЛА, уменьшается эффективность действия рулей и элеронов. Могут также появиться и автоколебания.

В соответствии с требованиями безопасности и экономичности полетов для ЛА гражданской авиации режимы полетов на скоростях V_{max} и близких к ним используются очень редко и главным образом в аварийных ситуациях, например при экстренном снижении в случае разгерметизации кабины на большой высоте, при выходе из зоны обледенения, для обхода грозового фронта и т.п. Полеты на этих скоростях сопровождаются

большими километровыми и часовыми расходами топлива. Продолжительность работы двигателей на максимальных режимах ограничивается по времени, что обуславливается соображениями обеспечения надежности их работы.

Наиболее широко распространены полеты в области крейсерских режимов, особенно на режимах, соответствующих $C_{k \min}$ и близких к ним, когда продолжительность работы двигателей не ограничивается и обеспечивается наиболее высокая безопасность и экономичность полетов.

Влияние скорости полета на часовой и километровый расход топлива выражается зависимостями:

$$C_h = m_T / t ; C_k = m_T / l,$$

или

$$C_h = C_{y0} P ; C_k = C_h / (3,6V),$$

где m_T – масса топлива, израсходованного в горизонтальном полете, кг; t – время горизонтального полета, ч; l – путь, который пролетает ЛА за время t , км; V – скорость полета, м/с; C_{y0} – удельный расход топлива, кг/Н•ч; P – тяга двигателя, Н.

В установившемся горизонтальном полете тяга двигателя равняется потребной тяге, т.е. $P = P_n$, а следовательно,

$$C_h = C_{y0} P_n ; C_k = C_h / (3,6V).$$

Таким образом, часовой расход топлива зависит от потребной тяги и удельного расхода топлива. Зависимость потребной тяги от скорости полета определяется кривой Н.Е. Жуковского (рис.23.2.), штриховой кривой представлена зависимость $C_{y0} = f(V)$.

Удельный расход топлива находится в сложной зависимости от скорости полета. При $n = \text{const}$ с увеличением скорости C_{y0} возрастает, так как уменьшается удельная тяга двигателя. Но для увеличения скорости горизонтального полета приходится увеличивать тягу повышением режима работы, т. е. частоты вращения ротора двигателя. Последнее приводит к уменьшению

$C_{уд}$ (рис.23.3.), а в итоге $C_{уд}$ по скорости изменяется мало. В связи с этим зависимость часового расхода $C_h = f(V)$ скорости полета близка к зависимости потребной тяги от скорости полета. Минимальное значение $C_{h\ min}$ соответствует минимальной потребной тяге. Продолжительность полета на этом режиме максимальная.

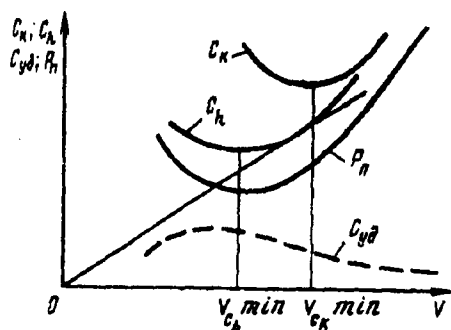


Рис. 23.2. Зависимости C_k , C_h , $C_{уд}$ и P_n от скорости полета V

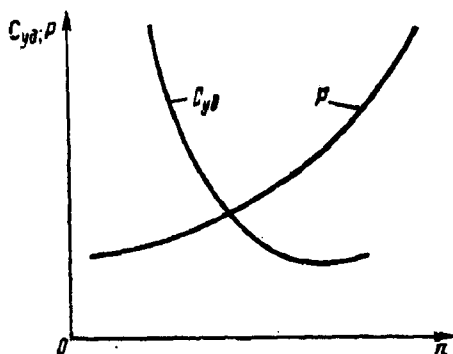


Рис. 23.3. Дроссельные характеристики ТРД

С увеличением скорости полета увеличивается часовой расход топлива, а следовательно, уменьшается продолжительность полета. При полете на режиме V_{max} продолжительность полета уменьшается в 2...2,5 раза по сравнению с режимом $C_{h\ min}$.

Минимальный километровой расход топлива $C_{k \min}$ очевидно, соответствует минимуму отношения $C_{уд} P_H/V$, т.е. находится в точке касания прямой, проведенной из начала координат к кривой $C_h = f(V)$. Дальность полета на режиме $V_{C_{k \min}}$ максимальна. При увеличении или уменьшении скорости полета от $V_{C_{k \min}}$ километровой расход топлива увеличивается, а следовательно, дальность полета уменьшается. При полете на режиме $V_{\max}$ дальность полета уменьшается в 1,5...2 раза по сравнению с режимом $V_{C_{k \min}}$.

Высота полета ЛА оказывает существенное влияние на часовую и километровой расход топлива. С подъемом на высоту до 11 км $C_{уд}$ уменьшается, т.е. экономичность двигателя повышается. Это объясняется главным образом тем, что с подъемом на высоту температура окружающего воздуха понижается, вызывая повышение степени сжатия воздуха за компрессором, а следовательно, улучшается теплоиспользование вводимого в двигатель топлива. Кроме того, Суд с подъемом на высоту уменьшается еще и потому, что для сохранения заданной приборной скорости (например, $V_{C_{k \min}}$) необходимо поддерживать постоянной потребную тягу двигателя. С подъемом на высоту тяга уменьшается, и для поддержания ее постоянной РУД перемещают вперед, увеличивая тем самым частоту вращения ротора двигателя. При этом $C_{уд}$ уменьшается.

Таким образом, с подъемом на высоту $C_{уд}$ уменьшается как за счет температуры окружающего воздуха, так и за счет повышения режима работы двигателя. Уменьшение $C_{уд}$ с подъемом на высоту вызывает уменьшение часового и километрового расхода топлива, а следовательно, увеличение продолжительности и дальности полета. Дальность полета, кроме того, увеличивается с подъемом на высоту вследствие увеличения истинной скорости.

Масса ЛА также оказывает влияние на C_h и C_k . С увеличением полетной массы возрастает и потребная скорость полета:

$$V = 2mg/(C_y p S).$$

Это означает, что увеличивается потребная тяга. С увеличением массы можно летать и на прежней скорости, но при этом необходимо увеличить C_y за счет увеличения угла атаки, что

приводит к возрастанию лобового сопротивления, и, следовательно, к росту потребной тяги и расхода топлива. Кроме того, расход топлива увеличивается и потому, что практический потолок более тяжелого ЛА снижается.

Температура и давление окружающего воздуха влияют прежде всего на часовой расход топлива:

$$C_h = C_{hcm} \cdot T/T_{cm} \cdot P/P_{cm},$$

где C_{hcm} , T_{cm} , P_{cm} — соответственно часовой расход топлива, температура и давление окружающего воздуха при стандартных условиях. При постоянном давлении с понижением температуры окружающего воздуха расход топлива уменьшается, а при повышении температуры увеличивается.

Такая зависимость расхода топлива от температуры окружающего воздуха в основном объясняется изменением давления воздуха за компрессором. Изменение температуры окружающего воздуха не влияет на километровый расход топлива. Это объясняется тем, что значения и числителя, и знаменателя выражения C_k в одинаковой мере зависят от изменения температуры окружающего воздуха. Как известно, истинная скорость полета при постоянном давлении изменяется по такому же закону:

$$V = V_{cm} \sqrt{\frac{T}{T_{cm}}}$$

Ветер практически не влияет на часовой расход топлива. Это объясняется тем, что часовой расход топлива определяется режимом работы двигателя и не связан с перемещением воздуха относительно земли. Километровый расход топлива зависит от скорости и направления ветра, т. е. от путевой скорости. При попутном ветре километровый расход топлива уменьшается:

$$C_k = \frac{C_h}{3,6(V + W_{\text{пкв}})}$$

при встречном ветре увеличивается:

$$C_k = \frac{C_h}{3,6(V - W_{\text{вкв}})}$$

Глава 24. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ В ПОЛЕТЕ

24.1. УПРАВЛЕНИЕ СИЛОВЫМИ УСТАНОВКАМИ В ПОЛЕТЕ

Для ЛА с ТРД при установившемся горизонтальном полете имеет место вполне определенная зависимость между скоростью полета и частотой вращения ротора двигателя, определяющей его тягу. Значение частоты вращения (тяги) определяется положением рычага управления двигателем. Для ТРД изменение режима работы, и, следовательно, скорости полета осуществляется за счет изменения положения рычага управления двигателем. Иначе осуществляется управление силовыми установками с винтами изменяемого шага, у которых частота вращения не может характеризовать мощность двигателя и, следовательно, скорость полета. Для турбовинтовых двигателей зависимость мощности от частоты вращения выражается полем мощностей 1-2-3-4-5. С левой стороны оно ограничено характеристикой 1-5, определяющей значение минимальной частоты вращения, на которой двигатель работает устойчиво. Характеристика 1-2 является предельной по температуре газа. Она ограничивает подачу топлива в зависимости от частоты вращения (расхода воздуха) и является характеристикой автомата приемистости. Характеристика 2-3 получается при максимальном расходе топлива и также ограничивается максимальными значениями температуры газа. Эквидистантно ей изображены аналогичные характеристики для различных расходов топлива m_{T1} , m_{T2} , m_{T3} , m_{T4} и m_{Tmin} . Характеристика 3-4 ограничивает поле мощностей справа. Она ограничивает максимальную частоту вращения для предотвращения раскрутки ротора двигателя. Характеристика 4-5 соответствует минимальному расходу топлива.

Дальнейшее уменьшение расхода топлива вызывает срыв пламени в камере сгорания и прекращение работы двигателя. Данная характеристика определяется положением ограничителя минимального расхода топлива.

Она лежит в области отрицательных мощностей. Для работы двигателя при таких расходах топлива требуется подвод мощности извне, что достигается за счет энергии набегающего потока воздуха. Мощности турбины при этом не хватает для вращения компрессора и винта, и, следовательно, силовая установка создает отрицательную тягу. Еще ниже располагается кривая потребной мощности (характеристика б) для холодной прокрутки ротора двигателя. В полете Поле мощностей ТВД этого используется энергия набегающего воздушного потока, а на земле — мощность пускового устройства.

Предельные значения (границы) поля мощностей обеспечиваются соответствующей настройкой автоматических устройств топливной аппаратуры и регулятора частоты вращения. Изменяя настройку последнего и положение РУД, можно установить режим работы двигателя в полете, соответствующий любой точке в пределах данного поля мощностей. Однако на большинстве ТВД эти возможности не используются, что объясняется рядом особенностей этого типа двигателей, проявляющихся в плохой приемистости, в возможности помпажа при резком повышении режима работы, недопустимо большого заброса температуры. Характеристики ТВД обычно таковы, что разница в мощностях двигателя и винта вне точки пересечения относительно невелика. Это является причиной плохой приемистости данного типа двигателей. Продолжительность перехода ТВД с режима малого газа на взлетный достигает 15 с и более.

Учитывая вышеизложенное, а также принимая во внимание сравнительную сложность применяемых систем регулирования, предпочтение отдается системам, обеспечивающим постоянную частоту вращения. Характеристика двигателя с такой системой при работе на земле будет соответствовать кривой *a-b-c* (рис.24.1). Точка *a* соответствует режиму малого газа, при котором винт имеет наименьший угол установки лопастей $\psi_{\min}$. При перемещении рычага управления двигателем вперед до заданной частоты вращения происходит разгон двигателя по линии

а-б. Дальнейшее перемещение рычага управления вперед не будет вызывать увеличения частоты вращения, так как при этом вступает в работу регулятор, который поддерживает заданную частоту вращения постоянной. Мощность двигателя и угол установки лопастей при этом будут увеличиваться. При полном открытии дроссельного крана мощность двигателя возрастает до максимального значения (с).

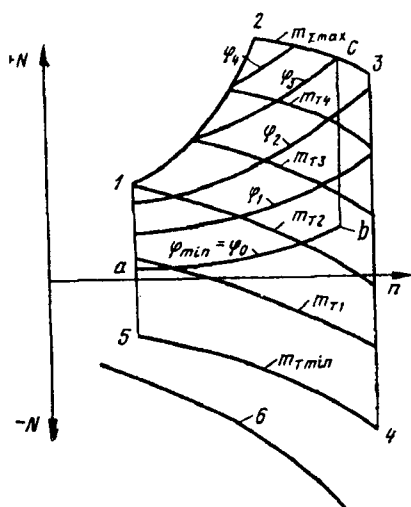


Рис. 24.1. Поле мощностей ТВД

24.2. УПРАВЛЕНИЕ РАБОТОЙ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ И ДВИГАТЕЛЕЙ САМОЛЕТА ПРИ ПОСАДКЕ

В процессе подготовки к посадке, которая начинается на высоте эшелона, проверяют систему управления самолетом, давление в гидравлических и воздушных системах, распределение топлива по группам баков, посадочную массу самолета и др. Если посадку осуществляют в условиях возможного обледенения, то ее выполняют с включенной противообледенительной системой. При этом противообледенительная система крыла, оперения, предкрылков и приемников воздушного давления вы-

ключается после приземления ЛА, на пробеге, стекол и двигателей – перед остановом последних. Заход на посадку осуществляется одним из двух способов: полетом и кругом или «с прямой», т.е. без круга над аэродромом. Посадка «с прямой» более экономична, но производится с учетом метеоусловий и опыта экипажа. Полет по кругу выполняется в соответствии с требованиями диспетчера системы посадки на высотах 400...600 м. При этом выключается система кондиционирования и производится разгерметизация кабины. Перед третьим разворотом выпускают шасси; закрылки выпускаются в два приема: после третьего разворота – во взлетное положение, а после четвертого разворота – в посадочное. Четвертый разворот выполняют с таким расчетом, чтобы самолет после разворота «вышел» в направлении ВПП. Пролет дальнего (удаленного от торца ВПП примерно на 7...8 км) и ближнего (удаленного от торца ВПП примерно на 1 км) приводных радиомаркерных пунктов (ДПРМ и БПРМ) выполняется на высотах примерно 200 и 60 м соответственно.

Важным параметром процесса посадки является посадочная дистанция l_n , т.е. расстояние, проходимое самолетом с момента пролета высоты 15 м (над уровнем ВПП) до момента его полной остановки или начала руления (рис.24.2).

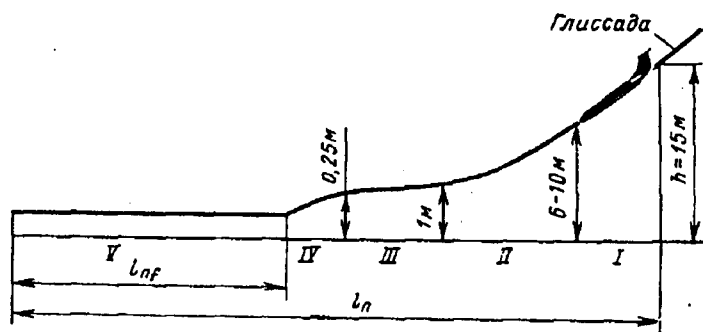


Рис. 24.2. Траектория движения самолета при выполнении посадки: I – предпосадочное снижение; II – выравнивание; III – выдерживание; IV – парашютирование; V – приземление и пробег.

В траектории движения самолета при посадке можно выделить следующие основные участки: предпосадочное снижение, выравнивание, выдерживание, парашютирование и пробег. Участок предпосадочного снижения с высоты 15 м до высоты выравнивания (6...10 м) представляет прямолинейное движение по наклонной траектории с установившейся скоростью. Выравнивание обычно начинается на высоте 6...10 м. На этом участке полета самолет движется по криволинейной траектории, переходя с планирования на режим горизонтального полета. Выравнивание заканчивается в тот момент, когда расстояние до колес от ВПП не превышает 1 м.

После выравнивания для дальнейшего уменьшения скорости до посадочной и создания самолету посадочного положения предусмотрен этап выдерживания. Последний выполняют на задресселированных двигателях с постоянным уменьшением высоты и скорости и заканчивают при расстоянии от колес до ВПП 0,5...0,25 м. Уменьшение скорости компенсируется непрерывным увеличением угла атаки (движением штурвала на себя), с тем чтобы подъемная сила не намного была меньше силы тяжести самолета. Когда угол атаки будет на $2...3^0$ меньше критического, скорость полета должна уменьшиться настолько, что подъемная сила станет меньше силы тяжести самолета и произойдет парашютирование. При этом самолет, двигаясь по инерции, снижается по криволинейной траектории до момента касания колесами ВПП.

Посадочная дистанция может быть сокращена за счет уменьшения воздушного участка посадочной дистанции и длины пробега, которое может быть достигнуто за счет мастерства экипажа, точности расчета, эффективности использования механизации крыла. От опыта и мастерства экипажа зависит и участок пробега. Здесь важно своевременно и правильно использовать различные средства торможения (тормоза колес и реверс тяги). За счет правильного применения тормозов можно уменьшить длину пробега до 50%. Тормоза включаются при касании ВПП всех колес шасси самолета. Эффективность тормозов решающим образом зависит от состояния поверхности ВПП, что характеризуется коэффициентом сцепления.

Использование отрицательной тяги ТВД является наиболее эффективным способом уменьшения длины пробега, так как не зависит от состояния ВПП. Уменьшение длины пробега может достигать 50%.

Как известно, отрицательная тяга возникает, когда угол атаки лопастей винтов становится отрицательным. Это достигается снятием винта с упора при работе двигателя на режиме малого газа. Отрицательная тяга будет тем больше, чем больше скорость самолета на пробеге. Поэтому снимают винт с упора только после опускания передней опоры.

Для ТРД отрицательная тяга достигается изменением направления истечения газов из сопла, т.е. реверсированием тяги. Реверсивная тяга зависит в основном от массы, скорости и угла поворота газа, истекающего в обратном направлении. Отрицательную тягу принято оценивать коэффициентом реверсирования, который представляет собой отношение получаемой отрицательной тяги к статической тяге двигателя:

$$\sigma = P_{\text{рев}} / P_{\text{ст}}$$

где $P_{\text{рев}}$ – отрицательная (реверсивная) тяга; $P_{\text{ст}}$ – статическая тяга двигателя.

Для лучших реверсивных устройств $\sigma = 0,5...0,7$. При торможении за счет реверсирования тяги уменьшается износ покрышек. Эффективность торможения не зависит от состояния ВПП. Включение реверсивных устройств должно производиться после приземления самолета.

24.3. ЭКОНОМИЯ ТОПЛИВА В ПРОЦЕССЕ ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Более 90% расхода топлива в гражданской авиации связано с летной эксплуатацией, поэтому большое внимание уделяется вопросам экономии топлива в полете. Преждевременный запуск двигателей, длительное руление и ожидание взлета приводят к бесполезному расходу топлива. Так, буксирование самолета Ту-154 вместо 5 мин руления дает экономии топлива 250 кг. Подсчитано, что при сокращении времени ожидания взлета самолета

тов Ил-62, Ту-154 и Ту-134 в каждом рейсе всего на 1 мин можно достичь экономии топлива около 30 000 т в год. Таким образом, четкое взаимодействие диспетчерской службы с экипажами и широкое применение буксирования вместо руления на старт – один из путей экономии ГСМ.

После взлета экипаж должен стремиться сократить время работы двигателей на взлетном режиме и продолжительность маневрирования самолета в районе аэродрома за счет более точного выдерживания схемы, установленной для данного аэропорта. Как известно, взлетный режим характеризуется максимальным часовым расходом топлива. Поэтому, например, на парке самолетов Ту-154, где он составляет около 300 кг/мин, сокращение продолжительности работы двигателей на взлетном режиме всего на 1 сек. обеспечивает экономию топлива 150 т в год.

Часовой и километровой расход топлива существенно зависят от скорости, высоты полета и полетной массы ЛА. Наивыгоднейшая высота (эшелон) полета зависит от дальности, а наивыгоднейшая скорость примерно соответствует режиму минимального километрового расхода $C_{k \min}$. Всякое отклонение от наивыгоднейших эшелонов и крейсерской скорости влечет за собой перерасход топлива в полете. Так, на самолете Ту-154 увеличение скорости полета от наивыгоднейшей лишь на 10 км/ч приводит к увеличению расхода топлива на 150 кг/ч, а уменьшение высоты полета только на один эшелон – на 420 кг/ч. При полетах на большие расстояния можно значительно уменьшить расход топлива путем ступенчатого повышения высоты полета.

Экономию расхода топлива в полете обеспечивает также оптимальная массаправляемого на каждый рейс топлива. Так, на самолете Ту-154 провоз 1 т «лишнего» керосина влечет за собой перерасход топлива на 120 кг/ч.

Некоторую экономию топлива может дать внедрение режимов экономического снижения с эшелона полета. Для этого высота и дальность начала снижения выбирается таким образом, чтобы снижение проходило непрерывно с постоянным углом наклона глissады вплоть до конечного этапа захода на посадку. Саму посадку желательно осуществлять без выполнения круга, т.е. «с прямой», учитывая, что полет по кругу длится 5...6 мин, а

.расход топлива примерно для самолета Ту-154 составляет 110 кг/мин.

Экономия топлива по окончании полета может быть достигнута за счет руления самолетов с ВПП на место стоянки с частью выключенных двигателей. Так, на самолете Ту-154 при рулении на одном двигателе вместо трех экономия достигает 30 кг/мин. Еще большая экономия (50 кг/мин) достигается, если этот самолет буксировать на стоянку тягачом. Не следует забывать и такого резерва экономии топлива, как повышение коммерческой загрузки ЛА. Ее увеличение только на 1% по всему парку самолетов ГА приведет к экономии 112 000 т топлива в год.

Важным источником экономии топлива является широко проводимая работа по спрямлению воздушных трасс. Только в одном Уральском УГА в результате спрямления трасс было сэкономлено за год 2181 летных часов и 4500 т топлива. Для сокращения расходов топлива исключают промежуточные посадки, для дозаправки топливом ЛА, а также сокращают тренировочный налет за счет широкого использования тренажеров при подготовке экипажей к полетам.

Глава 25. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДВИГАТЕЛЕЙ И ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ В ОСОБЫХ СИТУАЦИЯХ ПОЛЕТА

25.1. ПОЛЕТЫ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

В атмосфере при отрицательных температурах содержатся переохлажденные частицы влаги. При соударении с элементами, конструкции летящего с большой скоростью ЛА они замерзают и с течением времени образуют слой льда. Обледенение происходит главным образом при полете в облаках, тумане, дожде и мокром снеге, где имеется видимая сконцентрированная влага. Наиболее «благоприятные» температурные условия для обледенения ЛА – $0...10^{\circ}\text{C}$, хотя обледенение возможно и в более широком диапазоне температур.

Интенсивность обледенения, определяющаяся скоростью нарастания ледяного покрова в единицу времени, зависит от скорости полета, размеров капель и концентрации сконденсировавшейся влаги в 1 м^3 воздуха (водности воздуха). Толщина ледяного покрова зависит от продолжительности полета в зоне обледенения. При полете ЛА на небольших скоростях, при которых обтекаемые поверхности имеют температуру ниже 0°C , форма ледяного покрова зависит от размера переохлажденных капель. При малом диаметре капель форма льда обычно имеет пикообразный вид (рис.25.1, а). Если переохлажденные капли j крупных размеров, то при соударении с передними кромками обтекаемых поверхностей они сначала растекаются, а потом уже замерзают. В этом случае поверхность обледенения больше, чем при каплях малого размера (рис.25.1, б). Обычно это полупрозрачный ледяной покров, имеющий пологое корытце на носке.

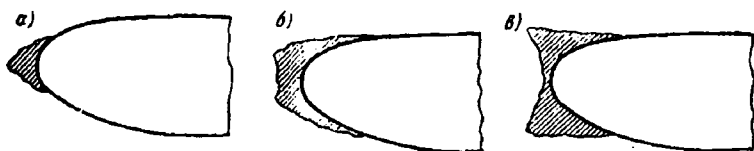


Рис. 25.1. Виды обледенения ЛА

При повышенных скоростях полета, когда передняя кромка профиля вследствие аэродинамического нагрева имеет положительную температуру, обледенение ЛА имеет желобкообразную (роговидную) форму (рис.25.1, в). Это объясняется тем, что осевшая на передней кромке влага не замерзает, а сдувается воздушным потоком к более холодной части профиля, где и примерзает к обтекаемой поверхности. При сдувании капли сливаются друг с другом, образуя сплошную пелену. Поэтому желобковая форма льда не содержит пустот и имеет стекловидную структуру. С дальнейшим увеличением скорости полета, а следовательно, и аэродинамического нагрева, когда обтекаемые поверхности имеют положительные температуры, обледенение ЛА становится невозможным. Аэродинамический нагрев передней кромки приблизительно может быть определен как

$$\Delta t = V^2 / 2000,$$

где V – скорость полета, м/с.

Эта формула справедлива для условий адиабатического нагрева. В реальных условиях обледенения вследствие теплоотдачи и испарения влаги с обтекаемой поверхности ЛА нагрев оказывается на 40...50% ниже расчетных значений. Если, например, самолет пробивает облака со скоростью 720 км/ч, то средний нагрев передней кромки крыла будет не 20°C, как это следует из формулы, а всего лишь 10... 12°C. В этом случае при температуре облаков ниже –12°C произойдет обледенение самолета, так как температура обтекаемой его поверхности окажется ниже нуля. При температуре облаков выше –12°C или скорости полета выше 720 км/ч обледенение ЛА исключается.

Наиболее часто подвержены обледенению передние кромки крыла, стабилизатора и киля, лобовые стекла фонаря, воздухо-

заборники двигателей, элементы силовой установки, расположенные во всасывающем канале (стойки, лопатки направляющего аппарата, защитные сетки), антенны и приемники воздушного давления.

В результате обледенения искажаются формы профилей крыла и хвостового оперения, что может существенно увеличить C_x , массу ЛА, снизить C_y , $\alpha_{кр}$, ухудшить устойчивость и управляемость ЛА. Появление на передней кромке горизонтального оперения даже сравнительно небольшого слоя льда может существенно осложнить пилотирование ЛА, особенно на предпосадочном планировании после выпуска закрылков. В этом случае угол атаки стабилизатора может приблизиться к критическому значению. Указанные явления относятся в первую очередь к ЛА, имеющим мощную механизацию крыла.

При обледенении воздухозаборника и элементов силовой установки во всасывающем канале уменьшается расход воздуха, а следовательно, уменьшается и тяга двигателя, повышается его температурный режим. При этом возможны неустойчивая работа (помпаж) и тряска двигателя. Оторвавшиеся куски льда могут попасть в компрессор и вывести его из строя. Учитывая это, при наличии условий обледенения командир экипажа и диспетчер службы движения перед вылетом должны выбрать такой эшелон полета, который дал бы возможность лететь вне зоны обледенения. Если это не удастся сделать и невозможно также обойти зону обледенения по маршруту полета, то экипаж должен привести в действие все бортовые противообледенительные средства. Для повышения надежности работы последних включение их в полете производят заранее, перед входом ЛА в зону обледенения. Если по тем или иным причинам включение противообледенительных средств не дает желаемых результатов и обледенение продолжается, то необходимо потребовать замены эшелона для выхода из зоны обледенения, а при необходимости посадить самолет на ближайшем аэродроме.

Полеты в условиях обледенения могут выполняться только на ЛА, оборудованных противообледенительными системами. На современных ЛА получили распространение воздушно-тепловые, электротепловые и электроимпульсные противообледенительные системы (ПОС) Они обеспечивают защиту от обра-

зования льда, а также удаление льда с обогреваемых поверхностей ЛА. От обледенения на ЛА защищаются: предкрылки, носки крыла, стабилизатора и киля, воздухозаборники и входной направляющий аппарат двигателей, лобовые стекла и форточки фонаря кабины экипажа, приемники полного давления, датчики углов атаки, передние кромки лопастей и коки воздушных винтов. Функционирование электротепловых и электроимпульсных ПОС обеспечивается самолетными источниками электропитания, воздушно-тепловых – горячим воздухом, отбираемым от двигателей.

Информацию о начале самолета экипаж получает от сигнализаторов обледенения планера и двигателей. Часть предкрылков, носков крыла и воздухозаборников двигателей может быть осмотрена экипажем в полете через форточки кабины экипажа и окна в пассажирских талонах. Основное управление ПОС осуществляется с пульта бортинженера. Включается ПОС крыла и оперения только в полете до входа зону обледенения и выключается через 10 мин после выхода из нее.

Обогрев стекол включается с земли на все время полета независимо от климатических условий, а двигателей на земле – независимо от обледенения при температуре наружного воздуха ниже $+5^{\circ}\text{C}$ при наличии тумана, мороси, дождя или снегопада. Опыт эксплуатации показывает, что воздушно-тепловые системы достаточно эффективны и надежны в работе. Следует иметь в виду, что при полете на пониженных режимах работы двигателя снижаются расход и температура воздуха, отбираемого для противообледенительной системы. При снижении, например, температура воздуха на входе в противообледенительную систему может быть ниже в 2 раза, чем в режиме набора высоты. При этом снижается и эффективность действия системы. Не рекомендуется также включать воздушно-тепловую систему на максимальном режиме работы двигателя, так как с уменьшением подачи воздуха в камеры сгорания может значительно повыситься температура газа и даже появиться помпаж компрессоров.

На некоторых типах ЛА (Ил-86, Ил-96) применяется электроимпульсная ПОС крыла и хвостового оперения. Удаление льда производится созданием импульсной упругой деформации

в обшивке защищенных поверхностей. Деформация создается электромагнитными индукторами, размещенными в обогреваемых участках крыла и хвостового оперения.

25.2. ПОЛЕТЫ В УСЛОВИЯХ АТМОСФЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

Причиной атмосферной турбулентности является наличие в атмосфере градиентов температур, давлений и скоростей. На возникновение турбулентности в атмосфере оказывает влияние наличие резких фронтов погоды, струйных течений, рельефа местности.

В установившемся горизонтальном полете сумма вертикальных сил, действующих на ЛА, равна нулю, а перегрузка равна 1:

$$n_y = Y / (mg) = 1.$$

При действии вертикального порыва на ЛА изменяется угол атаки, а следовательно, и подъемная сила. Это вызывает вертикальные и угловые перемещения ЛА, которые дополнительно влияют на изменение угла атаки. При этом возрастает перегрузка на величину Δn_y :

$$n_y = (Y + \Delta Y) / (mg) = 1 + \Delta n_y.$$

Учитывая, что вертикальные потоки (порывы) могут быть восходящими и нисходящими, и приращение перегрузки может быть как положительным, так и отрицательным, т.е. $\Delta n_y = \pm \Delta Y / (mg)$. Это вызывает дополнительные напряжения в силовых элементах конструкции. При большой турбулентности атмосферы возникающие перегрузки могут вызвать напряжения, превышающие установленный запас прочности данного ЛА.

Дополнительную перегрузку при полете в турбулентной атмосфере можно определить следующим образом.

Увеличение угла атаки от вертикального порыва ветра (рис.25.2):

$$\operatorname{tg} \Delta \alpha = W / V,$$

где W – скорость вертикального порыва ветра; $\Delta \alpha$ – приращение угла атаки.

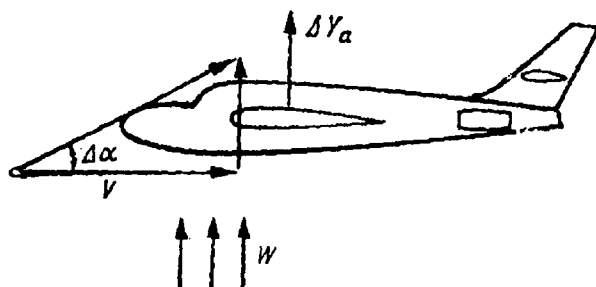


Рис. 25.2. Увеличение угла атаки за счет вертикального порыва ветра

25.3. САМОВЫКЛЮЧЕНИЕ И ЗАПУСК ГТД В ПОЛЕТЕ

При полете на больших высотах не исключена возможность самовыключения ГТД, что объясняется сужением диапазона устойчивой работы камер сгорания с подъемом на высоту (рис.25.3). При этом непосредственными причинами самовыключения двигателей в полете могут быть: резкое изменение положения РУД, выключение или отказ в работе насосов подкачки, резкие эволюции самолета особенно такие, которые связаны с уменьшением подачи воздуха в камеры сгорания, чрезмерное изменение положения регулирующей иглы воздухозаборника, помпаж компрессора. Во всех этих случаях нарушается соотношение между массой подаваемого в двигатель топлива и воздуха, что вызывает изменение коэффициента избытка воздуха α . В тех случаях, когда за выходит за пределы устойчивой работы камер сгорания, происходит срыв пламени.

Ротор остановившегося двигателя авторотирует под действием энергии набегающего потока. Поэтому под запуском двигателя в полете подразумевается переходный процесс, при котором двигатель с режима авторотации переходит на режим мало-

го газа вследствие возобновления горения в камерах сгорания. На запуск двигателя в полете оказывают влияние давление, температура и скорость воздуха на входе в двигатель, коэффициент избытка воздуха и качество распыла топлива форсунками. При этом чем выше давление и температура воздуха на входе в камеры сгорания на режиме авторотации, тем благоприятнее условия смесеобразования, а следовательно, и запуска двигателя. Низкие температуры и давление, наоборот, ухудшают условия запуска.

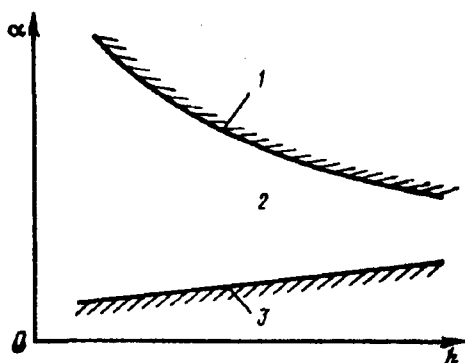


Рис. 25.3. Уменьшение диапазона устойчивой работы камеры сгорания с подъемом на высоту:

1 — граница крайне обедненной смеси; 2 — область устойчивого горения; 3 — граница крайне богатой смеси

На успех запуска двигателя в полете также влияет и соотношение частот вращения ротора двигателя при работе на малом газе и режиме авторотации. При постоянной приборной скорости полета частота вращения ротора двигателя $n_{авт}$ с увеличением высоты возрастает, что объясняется увеличением перепада давления воздуха на последних ступенях компрессора и на турбине. Частота вращения на режиме малого газа $n_{мг}$ многих двигателей с системами регулирования, обеспечивающими постоянный расход топлива, с увеличением высоты увеличивается быстрее, чем $n_{авт}$ (рис. 25.4). С подъемом на высоту разрыв между $n_{мг}$ и $n_{авт}$ увеличивается, а следовательно, увеличивается про-

должительность запуска двигателя. При этом возникает опасность перегрева двигателя.

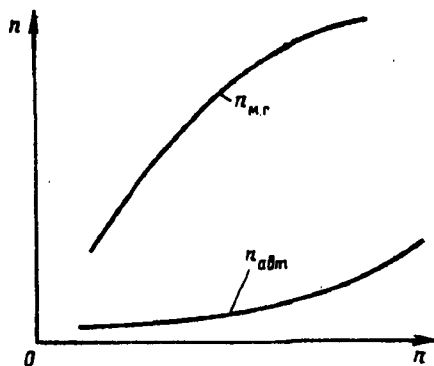


Рис. 25.4. Изменение частоты вращения при работе двигателя на малом газе и авторотации в зависимости от высоты полета

Для запуска двигателей на больших высотах требуется более точная дозировка топлива специальными автоматическими системами. При отсутствии таких систем запуск двигателя на больших высотах, как правило, более медленный. Иногда он сопровождается «зависанием частоты вращения», повышением температуры и в ряде случаев помпажем, что вызывается обогащением топливовоздушной смеси, уменьшением полноты сгорания, снижением перепадов давления на турбине. В настоящее время максимальная высота надежного запуска серийных двигателей составляет 8...9 км. При наличии специальных устройств она может быть увеличена

Запускать в полете разрешается только исправный двигатель, когда экипажу известна причина его остановки и когда запуск не угрожает безопасности полета. Если полет производился на больших высотах, то необходимо снизиться и войти в зону высот надежного запуска для данного типа ЛА, установить рекомендуемые в Руководстве по летной эксплуатации скорость полета и частоту вращения авторотации двигателя. Перед запуском следует убедиться, что пожарный кран открыт. После этого нужно нажать кнопку «Запуск в воздухе» и через 3...5 сек. пере-

вести рычаг управления двигателем из положения «Стоп» в положение «Малый газ». О характере процесса запуска двигателя судят по увеличению частоты вращения и температуры газа.

Если в течение 1 мин с момента нажатия на кнопку «Запуск в воздухе» частота вращения не увеличивается, то запуск двигателя прекращают (отпускается кнопка) и переводят рычаг управления двигателем в положение «Стоп». Перед повторной попыткой запуска необходимо снизиться на меньшую высоту полета, продуть двигатель на режиме авторотации не менее 30 сек. и затем повторить запуск. Чем ниже высота полета, тем лучше условия для запуска двигателей в полете. Однако по соображениям безопасности полетов на высотах ниже 2 км запускать двигатель не рекомендуется.

При запуске ТВД в полете выполняются в основном те же операции, что и для ТРД. Дополнительно перед включением кнопки «Запуск в воздухе» необходимо вывести винт из флюгерного положения и при достижении необходимой частоты вращения запустить двигатель. Учитывая, что в процессе вывода винта из флюгерного положения и запуска двигателя появляется отрицательная тяга, существенно усложняющая пилотирование самолета, остановившиеся ТВД в полете на самолетах с пассажирами запускать не рекомендуется.

25.4. ОТКАЗ ОДНОГО ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ВЗЛЕТЕ

Взлет – один из наиболее сложных этапов полета. Отказ двигателя при взлете вызывает снижение тяговооруженности, несимметричность тяги, уменьшение скороподъемности, ухудшение управляемости. В этом случае при отказе двигателя перед экипажем возникает задача, требующая принятия немедленного и правильного решения – продолжать или прекращать взлет. Неподготовленность экипажа к решению подобных задач может привести к тяжелому авиационному происшествию.

С увеличением скорости разбега ЛА дистанция прерванного взлета при отказе двигателя увеличивается, а продолженного взлета уменьшается (рис.25.5). Проекция точки пересечения кривых $I_{\text{пер}}$ и $I_{\text{прод}}$ на ось абсцисс соответствует скорости, называемой критической скоростью $V_{\text{кр}}$. При этой скорости дистан-

ции прерванного и продолженного взлетов одинаковы. Проекция точки пересечения на ось l определяет сбалансированную длину взлетной дистанции $l_{сб} = l_{прер} = l_{прод}$ при $V_{отк} = V_{кр}$. В этом случае возможно как продолжение, так и прекращение взлета. Если $V_{отк} < V_{кр}$, то взлет должен быть прекращен, а при $V_{отк} > V_{кр}$ продолжен. Поэтому скорость $U_{пр}$ называется скоростью принятия решения.

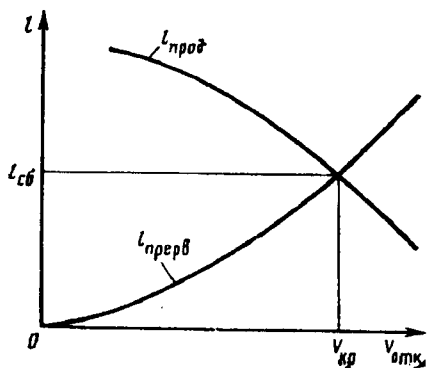


Рис. 25.5. Характеристика прерванного и продолженного взлета

Длина сбалансированной взлетной дистанции является наибольшей из всех возможных случаев отказа двигателя при взлете, когда он еще возможен. В связи с этим размеры ВПП определяются длиной этой дистанции для ЛА каждого типа.

При расчете дистанции прерванного взлета при отказе одного из двигателей на $V = V_{кр}$ (рис.25.6) в длину участка торможения включается длина, проходимая ЛА за время реакции пилота, перевода работающих двигателей на режим малого газа и приведения в действие всех тормозных устройств. Расстояние, которое пройдет за это время ЛА,

$$\Delta l = V_{отк} t$$

где t — время перехода от разбега к торможению. Оно должно быть не менее 3 с.

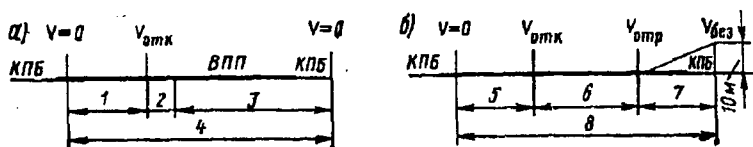


Рис. 25.6. Дистанции прерванного (а) и продолженного (б) взлета: 1,5 – участки разбега при работе всех двигателей; 2 – участок ВПП, проходимый ЛА за время реакции пилота, при переводе двигателей на режим малого газа и приведении в действие тормозных устройств; 3 – участок торможения; 4 – участок прерванного взлета; 6 – участок разбега с отказавшим двигателем; 7 – воздушный участок; 8 – участок продолженного взлета

Дистанция прерванного взлета

$$l_{\text{прерв}} = l_{\text{раз}} + \Delta l + l_{\text{тор}}$$

где $l_{\text{тор}}$ – длина тормозного пути.

Подставляя их значения, получим

$$l_{\text{прерв}} = V_{\text{отк}}^2 / 2j_{\text{раз}} + V_{\text{отк}} t + V_{\text{отк}}^2 / (2j_{\text{тор}}),$$

где $j_{\text{раз}}$, $j_{\text{тор}}$ – среднее ускорение на участках разбега от $V = 0$ до $V_{\text{отк}}$ и торможения соответственно.

Дистанция продолженного взлета

$$l_{\text{прод}} = \frac{V_{\text{отк}}^2}{2J_{\text{раз}}} + \frac{V_{\text{отпр}}^2 - V_{\text{отк}}^2}{2J_{\text{раз.з-л}}} + \frac{mg}{P_{\text{изб.з-л}}} \left[\frac{(V_{\text{без}}^2 - V_{\text{отпр}}^2)}{2g} + 10 \right]$$

где $j_{\text{раз з-л}}$ – среднее ускорение на участке разбега с отказавшим двигателем; $P_{\text{изб.з-л}}$ – среднее значение избыточной тяги ($P - X$) на участке набора высоты 10,0 м и разгона ЛА с отказавшим двигателем.

Экипаж перед каждым полетом должен определять $V_{\text{кр}}$ по специальным номограммам, разработанным для ЛА каждого типа.

25.5. ПОЛЕТ САМОЛЕТА С НЕСИММЕТРИЧНОЙ ТЯГОЙ

Современные ЛА позволяют продолжать полет после выключения одного двигателя, т.е. в условиях несимметричной тяги. Такой полет может выполняться с учебной целью или в тех случаях, когда остановившийся двигатель по тем или иным причинам не запускается или его запускать нельзя.

При выключении двигателя создается разворачивающий и кренящий моменты в сторону остановившегося двигателя. Это особенно ярко проявляется на ЛА с ТВД, где при останове двигателя регулятор частоты вращения перепускает масло в канал малого шага винта. Лопасты при этом поворачиваются в сторону уменьшения установочных углов, переходя таким образом на отрицательные углы атаки. Этот процесс во времени совершается очень быстро и при большой скорости полета также быстро возникает и в дальнейшем нарастает отрицательная тяга винта отказавшего двигателя (рис.25.7). Таким образом, в короткий промежуток времени нарушается баланс тяг с одной и с другой половин крыла, что является причиной резкого разворота и крена ЛА в сторону остановившегося двигателя, а следовательно, и опасной ситуации для полета. В этом случае экипаж ЛА должен немедленно парировать элеронами и рулем поворота стремление ЛА к крену и развороту, а также включить систему флюгирования винта. После этого ЛА балансируют триммерами, переводят РУД остановленного двигателя в положение «Стоп», а также закрывают пожарный кран и заслонку масляного радиатора. Работающим двигателям (двигателю) устанавливается повышенный режим работы для поддержания необходимой скорости полета. Открывают также кран кольцевания и устанавливают контроль равномерности выработки топлива из правой и левой групп баков. Если двигатель отказывает на большой высоте, то ЛА может лететь со снижением до некоторой высоты, после чего перейдет в горизонтальный полет. Эта новая высота горизонтального полета зависит от числа и режима работающих двигателей и массы ЛА.

Посадка ЛА с несимметричной тягой особых трудностей не вызывает. Развороты можно выполнять в обе стороны с креном

не более 15° , однако предпочтительнее—в сторону работающих двигателей. Режим работы двигателей при снижении рекомендуется держать выше (согласно РЛЭ), чем при обычной посадке. Требуется соблюдать большую осторожность при пилотировании ЛА, не допуская при этом значительного скольжения. При необходимости возможен уход на второй круг, но решение об этом принимается экипажем раньше, на большей высоте, чем при обычных условиях посадки.

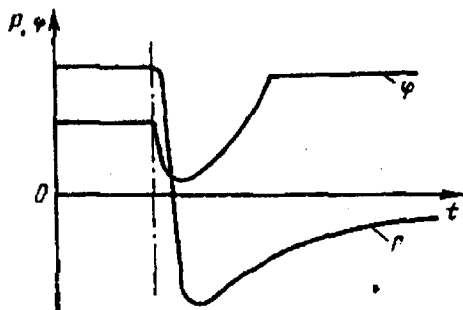


Рис. 25.7. Изменение тяги двигателя P и угла установки φ лопастей при остановке двигателя в полете с последующим переводом лопастей во флюгерное положение

25.6. ВОЗНИКНОВЕНИЕ И ТУШЕНИЕ ПОЖАРА В ПОЛЕТЕ

Пожар на ЛА может быть вызван различными причинами. Основными из них являются прогар и разрушение горячих коммуникаций двигателя, негерметичность топливной, масляной и гидравлической систем, неисправности в электропроводке (искрение, короткое замыкание).

Прогар горячих коммуникаций обычно вызывается ухудшением условий их охлаждения и неисправной работой топливных форсунок, при которой изменяется масса подаваемого в камеры сгорания топлива и ухудшается качество его распыла. Особенно нежелательной является струйная подача топлива, вызывающая чрезмерное местное обогащение топливовоздушной смеси, так как при этом возникают длинные языки пламени, выходящие за

пределы зоны нормального горения. Продолжительное воздействие их на стенки камер сгорания или другие элементы горячей части двигателя может привести к прогару и разрушению горячих элементов. Неисправная работа форсунок вызывает также большую неравномерность поля температур и давлений перед турбиной, что является одной из причин обрыва лопаток турбины. Оборвавшаяся лопатка может вызывать разрушение корпуса двигателя, а следовательно, и пожар на ЛА.

Негерметичность топливных, масляных и гидравлических систем особенно опасна в местах, прилегающих к горячим деталям двигателя, или в местах возможного искрения в электропроводке.

Для повышения безопасности полетов уделяется большое внимание разработке более эффективных систем пожаротушения и автоматизации их включения, наиболее рациональному размещению противопожарных перегородок и др. Однако эти мероприятия конструктивного характера должны сочетаться с хорошо организованной системой технического обслуживания, обеспечивающей правильную эксплуатацию силовых установок и их оборудования, постоянную готовность к действию пожарных систем.

При возникновении пожара на двигателе в полете системы сигнализации и тушения должны сработать автоматически. Однако независимо от этого экипаж, заметив пожар, должен привести в действие пожарное оборудование путем нажатия на соответствующие кнопки, остановить двигатель и перекрыть пожарный кран. Одновременно с этим следует перевести ЛА в режим аварийного снижения.

В отдельных случаях для тушения пожара рекомендуется использовать сдувание пламени за счет правильно выбранного маневра ЛА (скольжения, увеличения или уменьшения скорости).

После прекращения пожара на двигателе по соображениям безопасности запускать двигатель в полете запрещается. В этом случае полет продолжается с выключенным двигателем или принимается решение о посадке ЛА.

Если после срабатывания всех баллонов пожар ликвидировать не удастся, то необходимо выполнить вынужденную посадку

ку на ближайший аэродром или любую пригодную площадку. Пожар в кабине или салонах ликвидируют ручными огнетушителями, находящимися на борту ЛА. О случаях возникновения пожара в полете командир экипажа сообщает диспетчеру службы движения.

25.7. ПОСАДКА ЛА С НЕИСПРАВНЫМИ ОРГАНАМИ ПРИЗЕМЛЕНИЯ

При отказе элементов систем управления уборкой и выпуском шасси могут быть случаи невыпуска передней опоры, одной из основных опор, обеих основных опор шасси. Если по тем или иным причинам не выпускается передняя опора шасси, то посадка ЛА производится следующим образом. Перед посадкой ЛА желательно его облегчить путем выработки или слива топлива, а также создать максимально возможную заднюю центровку. Командир экипажа докладывает руководителю полетов о неисправности шасси, получает разрешение на посадку и другие необходимые указания. Экипаж подготавливает переносные (бортовые) огнетушители в передней кабине, пассажиры пристегивают ремни. Заход на посадку, снижение и выравнивание выполняют в обычном порядке. В процессе выравнивания выключают все двигатели и закрывают пожарные краны.

Посадка ЛА производится на основные опоры шасси, и в двухточечном положении он удерживается штурвалом до тех пор, пока позволяет эффективность рулей высоты. В первой половине пробега, когда руль высоты еще достаточно эффективен, следует использовать имеющиеся средства торможения, взяв штурвал полностью на себя. Перед опусканием носа необходимо прекратить торможение. После остановки ЛА экипаж оказывает помощь в эвакуации пассажиров.

Если одна из основных опор шасси не выпускается, то посадка производится на другую (исправную). Вся подготовительную работу в этом случае выполняют так же, как и при посадке с невыпущенной передней опорой. Выравнивание и удержание производят с креном в сторону выпущенной опоры, перед приземлением выключают двигатели и автомат тормозов, закрывают пожарные краны. Приземляются на одну опору ос-

нового шасси, после чего самолет опускается на переднюю опору, для чего используются имеющиеся средства торможения. ЛА по возможности дольше удерживается элеронами от сваливания на крыло. В процессе пробега непосредственно перед сваливанием самолета на крыло в сторону невыпущенной опоры необходимо включить аварийное торможение колес выпущенной опоры шасси.

В тех случаях, когда шасси полностью не выпускается или выпускается только передняя опора, посадку самолета производят на фюзеляж. При этом переднюю опору, если она выпускается, необходимо убрать или снять с замка выпущенного положения. Подготовку к посадке ведут аналогично предыдущим случаям.

Посадку на фюзеляж производят по указанию руководителя полетов и только на грунт. При расчете посадки следует учесть уменьшенное лобовое сопротивление самолета из-за убранного шасси. Перед приземлением выключают двигатели, закрывают пожарные краны, обесточивают бортовую электрическую сеть, открывают аварийные люки. При возникновении пожара после посадки ЛА или ранения пассажиров экипаж под руководством командира организует тушение пожара и оказывает помощь пострадавшим.

Глава 26. РОЛЬ ИНЖЕНЕРНО-АВИАЦИОННОЙ СЛУЖБЫ В ОБЕСПЕЧЕНИИ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

26.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ И ИНЦИДЕНТОВ ПО ТЕХНИЧЕСКИМ ПРИЧИНАМ

Комплексное свойство авиационно-транспортной системы, заключающееся в ее способности осуществлять воздушные перевозки без угрозы для жизни и здоровья людей, предупреждать возникновение особых ситуаций, составляет понятие безопасности полетов. Это свойство характеризуется уровнем безопасности полета, который определяется вероятностью того, что в полете не возникнет катастрофическая ситуация.

Безопасность полетов является той комплексной характеристикой, по которой можно судить о надежности АТ, качестве управления эффективностью эксплуатации ЛА, квалификации и зрелости кадров, а также о состоянии дисциплины и общего порядка на предприятиях гражданской авиации.

Следствием особых ситуаций, возникающих в процессе эксплуатации, могут быть авиационные происшествия (АП) или инциденты.

Авиационное происшествие — событие, связанное с использованием ЛА, которое имело место с момента, когда какое-либо лицо вступило на борт с намерением совершить полет, до момента, когда все лица, находившиеся на борту с целью полета, покинули ЛА, и обусловленное нарушением нормального функционирования ЛА, экипажа, служб управления и обеспечения полетов, воздействием внешних условий, в результате которого наступило одно из следующих последствий:

– хотя бы одно из находившихся на борту лиц погибло или его здоровью был причинен ущерб, повлекший смерть в течение 30 сут с момента происшествия;

– ЛА получил повреждение силовых элементов планера или совершил посадку на местность, эвакуация с которой является технически невозможной или нецелесообразной;

– хотя бы одно лицо из находившихся на борту пропало без вести и официальные поиски его прекращены.

АП в зависимости от тяжести наступивших последствий подразделяются на катастрофы, аварии и поломки.

Катастрофа – АП, приведшее к гибели или пропаже без вести какого-либо лица из числа находившихся на борту ЛА. К катастрофам также относятся случаи гибели какого-либо лица из числа находившихся на борту в процессе аварийной эвакуации из ЛА.

Авария – АП, не связанное с гибелью находившихся на борту людей, после которого ЛА подлежит списанию.

Поломка – АП, не связанное с гибелью находившихся на борту людей, приведшее к повреждению силовых элементов планера, после которого ЛА может быть отремонтирован с восстановлением летной годности и допущен к эксплуатации.

Инцидент – событие, связанное с использованием ЛА, которое имело место с момента, когда какое-либо лицо вступило на борт с намерением совершить полет, до момента, когда все лица, находившиеся на борту с целью полета, покинули ЛА, и обусловленное отклонениями от нормального функционирования ЛА, экипажа, служб управления и обеспечения полетов, воздействием внешней среды, могущее оказать влияние на безопасность полета, но не закончившееся авиационным происшествием.

Серьезный инцидент – инцидент, связанный с возникновением условий, характеризующихся значительным повышением вероятности АП, для предотвращения которого требуется либо выполнение экипажем (службами управления и обеспечения полетов) сложных и экстренных действий, не применяемых в условиях нормального полета, либо благоприятное стечение обстоятельств. Опыт эксплуатации и анализ причин АП и инцидентов показывает, что безопасность полетов ЛА зависит от раз-

личных факторов, к которым можно отнести: конструктивные особенности ЛА, надежность АТ, профессиональную подготовку обслуживающего персонала и его квалификацию, эргономические показатели, а также внешние условия (метеорологические явления, массовые перелеты птиц, сдвиг ветра, попадание в спутный след и др.).

На безопасность полетов оказывают влияние уровень организации и обеспечения полетов, качество и полнота инструкций и руководств по эксплуатации, регламентов и технологии ТО и ремонта АТ, степень автоматизации и механизации процессов технической эксплуатации и др.

Для оценки влияния на безопасность полетов всех перечисленных факторов их классифицируют на три основные группы: отказы, определяемые надежностью АТ; ошибки личного состава и неблагоприятные внешние условия. Отказы, определяемые надежностью АТ, включают отказы ЛА, его силовой установки и функциональных систем, а также наземных технических устройств, обеспечивающих полеты. К ошибкам личного состава относят не только ошибки летного состава и ИТС, но и специалистов служб обеспечения, организации и управления полетами. Под неблагоприятными внешними условиями понимают условия, не соответствующие установленным минимумам для экипажа, ЛА и аэродрома.

Из распределения АП по основным группам причин за ряд лет по данным ИКАО видно (рис.26.1), что АП с катастрофическими последствиями составляют при взлете и наборе высоты 35%, а при посадке – 45%.

Отказы АТ, приводящие к АП, и инцидентам, являются для авиационных специалистов объектом особого внимания. Число инцидентов из-за отказов АТ по парку ЛА составило около 60% общего числа инцидентов, из них: по самолетам с ГТД – 62%, самолетам с ПД – 20%, вертолетам – 18%. Основными техническими причинами инцидентов являются: конструктивно-производственные недостатки ЛА – 40%, некачественное ТО – 20%, некачественный ремонт – 2% и другие причины – 38%. Основным видом ошибок специалистов ИАС при ТО является некачественное выполнение монтажных и регулировочных работ (до 30% инцидентов).

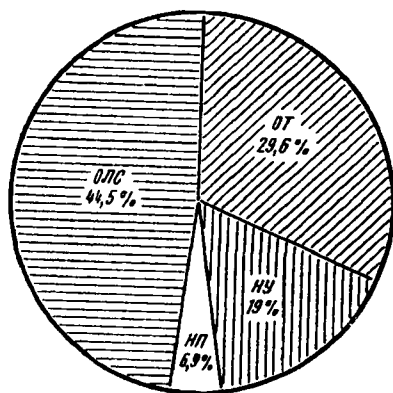


Рис. 26.1. Распределение АП по группам причин:
ОЛС – ошибки личного состава; ОТ – отказы техники; НУ – неблагоприятные условия; НЛ – неустановленные причины

26.2. ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ И ИНЦИДЕНТОВ

Для предупреждения АП и инцидентов, сохранения заданного уровня безопасности полетов и эффективности использования АТ в гражданской авиации функционирует комплексная система организации ИАС, в соответствии с которой руководители ИАС всех уровней обязаны постоянно решать задачи: сохранения (поддержания) уровня надежности АТ в течение всего периода эксплуатации вплоть до ее списания; предотвращения возникновения в полете опасных отказов при имеющемся уровне надежности, определяемом в основном конструктивным совершенством и качеством производства АТ; поддержания высокой исправности парка ЛА.

ИАС ведет систематическую целенаправленную работу по обеспечению совершенствования АТ промышленностью, сохранению и улучшению ее эксплуатационных и летно-технических характеристик, обеспечению грамотной технической эксплуатации ее в полете летными экипажами. Именно ИАС занимает ведущее место в решении задач сохранения в процессе эксплуатации установленного уровня летной годности ЛА, что фактически

ки составляет основу всей работы по обеспечению безопасности полетов.

Основанную на многолетнем опыте эксплуатации ЛА нескольких поколений комплексную систему обеспечения безопасности полетов в процессе технической эксплуатации АТ условно можно разделить на составные части (рис.26.2). Ее работа направлена на проведение профилактических мер по предотвращению АП из-за отказов АТ, сбор, учет, обработку и анализ информации, необходимой для оперативного систематического контроля эффективности проводимой профилактической работы, выявления ее недостатков и разработки мероприятий по их устранению; на разработку и внедрение мероприятий по совершенствованию всей профилактической работы, направленной на повышение безопасности полетов.

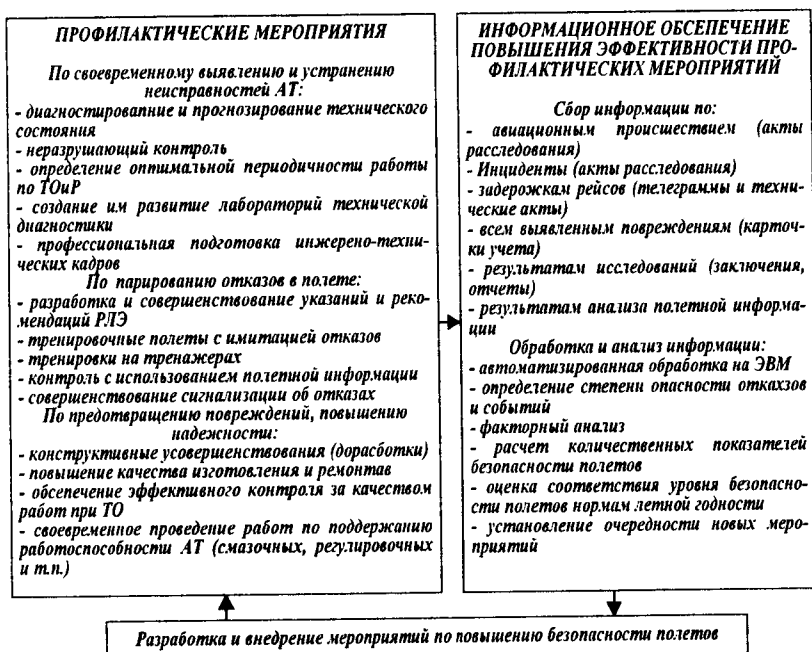


Рис. 26.2. Комплексная система обеспечения безопасности полетов при технической эксплуатации ЛА

Между этими частями нет четкой границы. Работа в указанных направлениях ведется параллельно при тесном взаимодействии работников гражданской авиации и других отраслей промышленности.

В свою очередь проведение профилактических мер по предотвращению АП из-за отказов АТ обеспечивается ИАС ГА, которые направлены на оперативное выявление и устранение неисправностей основных жизненно важных систем и агрегатов до того, как они перерастают в опасные отказы, на обеспечение парирования экипажами отказов АТ в случае их возникновения в полете, исключение возможности возникновения неисправностей АТ путем повышения ее надежности. Каждое из этих направлений имеет свои особенности, базируется на определенном комплексе методов и средств, а также организационных формах.

Методологическую и техническую основу работ ИАС по выявлению и устранению неисправностей составляют методы и средства диагностирования технического состояния функциональных систем ЛА и неразрушающего контроля узлов и деталей. Организационную основу составляют подразделения АТБ эксплуатационных предприятий, среди которых в последние годы резко возросла роль лабораторий надежности и технической диагностики АТ.

Наиболее существенные качественные изменения наблюдаются в методах и средствах диагностирования и прогнозирования технического состояния авиационных двигателей, которые являются одними из самых ответственных и дорогостоящих изделий ЛА. Например, из-за их отказов в среднем происходит около 30% инцидентов от общего их числа из-за отказов АТ. На самолетах Ил-62 и Ту-154 доля инцидентов из-за отказов силовых установок в отдельные периоды превышала 50%, а на самолете Ил-86 число таких инцидентов превышало 40%.

Прогнозирование технического состояния двигателей позволяет значительно снизить случаи их отказов в полете и сократить затраты на их восстановление.

На предприятиях гражданской авиации активно внедряется комплексная автоматизированная система диагностирования состояния систем самолета Ил-86, получившая название «Анализ-86». Система обеспечивает обработку и анализ информации

не только от МСРП-256, но и данных спектрального анализа масла, контроля лопаток компрессора оптическими методами и другими методами и средствами неразрушающего контроля.

Значительные результаты достигнуты в разработке и применении новых перспективных методов диагностирования технического состояния систем кондиционирования, агрегатов гидравлических систем методов и средств неразрушающего контроля дисков и лопаток турбин, силовых элементов крыла, шасси, трубопроводов и корпусных деталей.

О высокой эффективности методов неразрушающего контроля свидетельствует, например, введение на двигателях НК-8-2У, НК-8-4 и НК-86 оптического метода осмотра лопаток компрессора с помощью эндоскопов, что позволило почти полностью исключить случаи разрушения лопаток компрессора в эксплуатации и так называемых «титановых пожаров».

Одно из важнейших направлений работы ИАС – разработка и внедрение в производство информационно-управляющей системы оперативного поиска и устранения неисправностей АТ в рейсе и при ТО с применением ЭВМ (системы «Поиск»). Для самолетов Ил-62, Ту-154, и Ил-86 разработаны сборники кодов внешних проявлений неисправностей, программы поиска неисправностей, рекомендации экипажам ЛА по действиям при отказах АТ в полете и на земле, рекомендации ИТС цехов АТБ и инженерам представительств Аэрофлота за рубежом по поиску и устранению неисправностей.

Опыт применения системы «Поиск» в значительной мере способствует созданию и совершенствованию системы контроля технического состояния ЛА с ЦВМ, прежде всего самолетов Ту-204 и Ил-96-300.

26.3. ОЦЕНКА ОПАСНОСТИ ОСОБЫХ СИТУАЦИЙ

Для оценки опасности и подготовки экипажей по действиям в полете при возникновении отказов функциональных систем предусматриваются: разработка и совершенствование указаний и рекомендаций руководства по летной эксплуатации по действиям в особых случаях, проведение тренировочных полетов с имитацией отказов и отработкой необходимых действий по их

парированию; проведение соответствующих тренировок на тренажерах; организация систематического контроля за техникой пилотирования и летной эксплуатацией проверяющими и при помощи анализа полетной информации; оперативная разработка и внедрение на эксплуатационных предприятиях распоряжений, указаний и другой руководящей и информационной документации по результатам расследования и анализа причин событий, связанных с отказами АТ и угрожающих безопасности полетов.

Важное направление в обеспечении успешного парирования экипажами возникающих в полете отказов – постоянное совершенствование кабиной сигнализации об отказах и опасных режимах полета и правильное ее использование при оценке опасности. Разработка четких и глубоко обоснованных рекомендаций в РЛЭ по действиям экипажей при возникновении в полете различных отказов имеет первостепенное значение в решении проблемы обеспечения безопасности полетов. Внесение изменений и дополнений в эти рекомендации должно проводиться только после всесторонней проработки вопроса с учетом психологии, физических возможностей экипажей и различных обстоятельств, в которых им приходится действовать.

На одном из ЛА в результате выключения при взлете экипажем двух двигателей из четырех работающих произошло АП. Расследование показало, что сложившаяся ситуация ложного срабатывания сигнализации о пожаре двигателей, предположение экипажа о возможности «титанового пожара» и недостаточно четкие рекомендации в РЛЭ были усугублены преждевременными действиями экипажа, который не смог грамотно оценить ложную опасность происшедшего отказа АТ.

Подобные события свидетельствуют о необходимости разработки и внедрения на ЛА автоматизированных систем обработки полетной информации непосредственно в полете с выдачей результатов экипажу или ИТС после посадки ЛА по типу системы «Прогноз-2» на самолете Ил-86. В гражданской авиации поставлена задача обеспечения обработки информации по контролю действий экипажа в полете и оценке работоспособности АТ по всей совокупности выполняемых полетов. С этой целью все магистральные ЛА оборудованы современными системами МСРП, а эксплуатационные предприятия располагают

устройствами типа ЛУЧ-74 и ЛУЧ-84 для автоматизированной обработки регистрируемой информации.

В Узбекском УГА создана система «РАПИН», которая позволяет не только получать достаточно полную информацию о действиях экипажа в единичном полете, но и накапливать статистические данные по каждому подразделению и работающему в нем пилоту, анализировать повторяемость ошибок и нарушений, оценивать влияние различных факторов на протекание полета самолетов Ил-62иТу-154.

Современные бортовые регистраторы, например, такие, как МСРП-256, дают возможность получать столько полезной информации о каждом рядовом полете, сколько не удавалось собрать в специальных испытательных полетах. В то же время при расследованиях ряда АП было установлено, что признаки тех недостатков, которые послужили одной из основных причин возникновения особых ситуаций, ранее достаточно отчетливо проявлялись в многочисленных записях МСРП. Если бы эти записи были тщательно проанализированы экипажами, ИТС и учеными, то можно было бы вовремя принять меры и предотвратить тяжелые последствия.

Так, в процессе эксплуатации одного из магистральных ЛА имели место неоднократные случаи грубых посадок и приземлении до ВПП, которые объяснялись ошибочными действиями экипажей. Однако тщательный анализ результатов испытаний и опыта эксплуатации ЛА показал существенные конструктивные недостатки, связанные с ограниченными запасами эффективности руля высоты при максимально допустимых передних центровках. С этой целью был проведен комплекс конструктивных доработок и организационно-методических мероприятий по обеспечению безопасного выполнения посадок в любых ожидаемых условиях эксплуатации данного типа ЛА.

Важное значение для оценки опасности особых ситуаций по техническим причинам имеет расследование АП и инцидентов. Опыт показывает, что в результате всестороннего расследования АП о недостатках и особенностях ЛА можно узнать больше, чем за несколько лет его нормальной эксплуатации. Не менее ценные сведения могут быть получены при расследовании инцидентов.

Так, длительное время не удавалось установить причины многочисленных случаев выкатываний самолета Ту-154 за ВПП при пробеге после посадки. Специальные исследования и летные испытания позволили выявить особенности поведения ЛА при пробеге с использованием режима реверсирования двигателей и исключить случаи выкатываний после разработки комплекса рекомендаций экипажам в части их действий при тенденции бокового отклонения ЛА в процессе пробега.

Существенным недостатком при оценке опасных ситуаций и других событий, представляющих прямую угрозу безопасности полетов, является отсутствие в большинстве случаев анализа влияния низкой эксплуатационной технологичности АТ на ошибки, допускаемые экипажами в процессе ее летной эксплуатации и ИТС при ТО. Например, только после более чем 20 случаев уборки бортехниками на самолетах Ан-24 и Ан-26 шасси при пробеге (после команды о снятии винтов с упора) промышленности были выставлены требования о разнесении в разные места кабины переключателей уборки шасси и постановки винтов на упор, находившихся рядом.

Разработка четких, согласованных с промышленностью и применимых в практике критериев опасности отказов функциональных систем и связанных с ними событий является одной из самых актуальных задач нашей науки и практики технической эксплуатации ЛА. Важность решения этой задачи обуславливается и необходимостью перевода АТ на эксплуатацию по состоянию. В определении того, какие изделия АТ могут быть переведены на эксплуатацию по техническому состоянию с контролем параметров, а какие с контролем уровня надежности, решающее значение имеет правильная оценка степени влияния отказов этих изделий на безопасность полетов.

26.4. ПРОБЛЕМЫ ПОВЫШЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

Проблема повышения безопасности полетов ЛА является комплексной и объединяет усилия всех создающих и эксплуатирующих АТ министерств и ведомств. Координацию их взаимодействия по вопросам обеспечения безопасности полетов осу-

ществляют государственные органы, а контроль соблюдения норм летной годности и других нормативных документов – государственная комиссия по надзору за безопасностью полетов гражданских ЛА.

Целенаправленная деятельность по выявлению, оценке и устранению потенциальных опасностей при функционировании гражданской авиации как АТС – основное содержание системы управления уровнем безопасности полетов. Структура управления в общем виде представляет собой замкнутую систему, включающую сбор информации о состоянии безопасности полетов, ее обработку и разработку управляющих воздействий в виде организационно-технических мероприятий для реализации их на предприятиях гражданской авиации и в промышленности (рис.26.3).

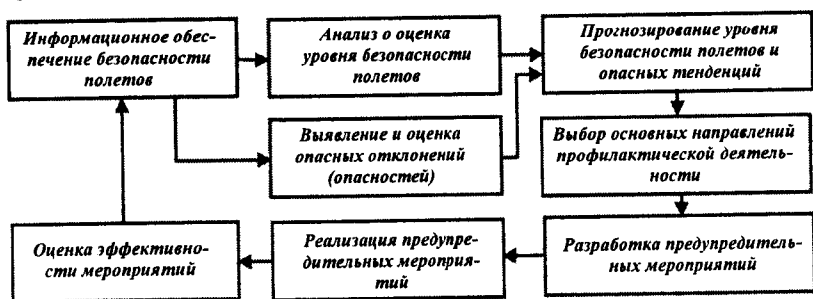


Рис. 26.3. Схема управления уровнем безопасности полетов

Комплекс мероприятий по повышению безопасности полетов разрабатывается по теоретическому, техническому, эргономическому и организационно-методическому направлениям.

Теоретическое направление включает в себя: обоснование и разработку теоретических основ обеспечения безопасности полетов, методов и средств ее количественной оценки; определение и нормирование показателей безопасности полетов, влияние на них отдельных функциональных систем и распределение заданных значений этих показателей между ними; прогнозирование возможных видов нарушений в работе АТ, определение вероятности их проявления; обоснование диагностических параметров для использования полетной информации, функцио-

нального контроля и прогнозирования технического состояния ЛА; совершенствование методов анализа ситуаций и причин возникновения, методов предупреждения АП.

Техническое направление включает в себя: повышение надежности функциональных систем, исключающих возникновение опасных ситуаций вследствие их отказов (разработка технических устройств с ограниченным последствием отказов, применение принципа безопасного разрушения конструкций, совершенствование технологии производства и т.п.); создание бортовых и наземных автоматизированных систем контроля технического состояния, средств неразрушающего контроля и диагностики систем и агрегатов ЛА; создание перспективных методов и технических средств сбора и анализа полетной информации; разработку и внедрение автоматизированных систем УВД, обладающих возможностями отображения объективной информации о воздушной обстановке и автоматического решения конфликтных ситуаций; создание тренажеров, позволяющих отрабатывать действия экипажа при моделировании отказов и имитации аварийных ситуаций.

Эргономическое направление предусматривает: оптимальное распределение функций между экипажем и автоматическими системами управления, между ИТС и средствами автоматизации процессов технического обслуживания; отбор и обучение летного и инженерного состава в соответствии с требованиями научно-технического прогресса; изучение соответствия характеристик ЛА и их систем психофизиологическим возможностям экипажа; создание оптимальных систем «Экипаж-ЛА».

Организационно-методическое направление включает в себя: разработку и совершенствование эксплуатационно-технической документации (наставление по производству полетов, руководство по летной эксплуатации, регламенты, технологические указания и т.д.); оптимальное планирование подготовки летного и инженерно-технического состава, совершенствование системы профессионального отбора авиационных специалистов, повышение уровня специальной подготовки; систематическое совершенствование организации полетов и УВД; повышение эффективности работы ИАС, обобщение и распространение передового опыта работы, разработку прогрессивных методов орга-

низации и управления производственными процессами технического обслуживания; качественный отбор, обработку и анализ полетной информации с целью более полного использования ее для изучения и обмена опытом лучших экипажей, а также профилактики нарушений техники пилотирования; поддержание высокого уровня трудовой дисциплины и совершенствование политико-воспитательной работы.

Инженерно-авиационная служба эксплуатационных предприятий принимает непосредственное участие во всех мероприятиях, предусмотренных указанными направлениями.

Безопасность полетов должна быть обеспечена во всех эксплуатационных условиях и при любых неблагоприятных сочетаниях внешних факторов, включая отказы средств обеспечения и управления полетов, наземных средств, а также отказы отдельных систем на борту летательного аппарата.

26.5. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ ДАЛЬНЕЙШЕГО РАЗВИТИЯ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Одно из главных стратегических направлений ускоренного развития гражданской авиации – научно-технический прогресс. Объем и характер задач, выдвигаемых ныне перед гражданской авиацией, требуют не частичных улучшений, а крупных комплексных мер, которые бы определяли дальнейший качественный скачок в ее развитии. Перестройка возможна лишь на основе внедрения современной АТ и прогрессивных технологий ее использования и технической эксплуатации.

Анализ современного состояния технической эксплуатации ЛА дает возможность выделить ряд объективно действующих факторов, вызывающих необходимость ее перестройки. К их числу относятся:

- непрерывное усложнение конструкций; увеличение цен на самолеты, двигатели, оборудование;
- усложнение технологии выполнения ТОиР;
- увеличение всех видов затрат на техническую эксплуатацию;
- недостаточность ангарной базы для выполнения трудоемких форм регламента и ремонта;

– сравнительно низкие показатели эффективности технической эксплуатации ЛА.

В настоящее время развернут комплекс работ по созданию и оснащению Аэрофлота новыми самолетами и вертолетами, которые по своим летно-техническим и эксплуатационным характеристикам должны обеспечивать более высокий в сравнении с существующим уровень безопасности, регулярности и интенсивности полетов, экономию авиатоплива, снижение расходов на ТОиР и себестоимости авиаперевозок. Особое место в данном комплексе работ занимают задачи повышения эффективности технической эксплуатации ЛА. Эти задачи на современном этапе развития гражданской авиации требуют поиска новых решений, новых более эффективных направлений исследований и практической деятельности.

Научно-технический прогресс в области технической эксплуатации ЛА предполагает системное решение ряда взаимосвязанных проблем, которые по степени важности и последовательности выполнения можно объединить в следующие группы: разработка теоретических научных основ технической эксплуатации; оптимизация содержания и объемов ТОиР ЛА в процессе эксплуатации; перестройка организации и управления процессами технической эксплуатации ЛА.

Такая последовательность расположения групп проблем выбрана не случайно. Как показывает опыт, радикальные сдвиги в области технической эксплуатации в настоящее время зависят прежде всего от успехов в разработке современной теории. Она должна стать тем «локомотивом», который потянет за собой в нужном направлении всю цепочку прикладных исследований.

С использованием современной теории технической эксплуатации станет, в частности, возможным выполнить анализ и синтез процессов технической эксплуатации различных видов и классов ЛА, выбрать для них оптимальные стратегии ТОиР, создать недостающие ныне (и так необходимые для работы) межведомственные нормативно-методические и технические документы. Применение их на практике позволит ликвидировать тот большой пробел, который существует в научно-методическом обеспечении разработок по технической эксплуатации, подлежащих обязательному выполнению на этапах проек-

тирования и постройки ЛА. Недоработка на этих этапах оказывается уже невозполнимой на этапах эксплуатации.

Нельзя не признать, что, несмотря на наличие огромного фактического материала, большого числа выполненных научных исследований, стройной современной теории технической эксплуатации ЛА разных классов и назначения пока не создано. Попытки объединить усилия специалистов для выполнения комплексных научных исследований крупных проблем технической эксплуатации наталкивались на ведомственные барьеры и не давали ожидаемых результатов. Недостаточен пока и объем выполняемых работ по стандартизации в области эксплуатации техники.

Еще и в настоящее время можно услышать вопрос – является ли техническая эксплуатация наукой? Еще многие считают, что никакой особой науки здесь нет, что техническая эксплуатация – это просто ремесло. Такая постановка вопроса ошибочна и вредна для ускорения научно-технического прогресса. На самом деле у нас есть практическая эксплуатация и есть эксплуатационная наука, которая развивается по тем же законам, что и наука вообще. В практической эксплуатации все регламентировано различными руководящими документами; она работает в границах изученного, дозволенного. Эксплуатационная наука решает задачи за границами дозволенного. К этим задачам можно отнести: расширение границ ожидаемых условий эксплуатации и норм летной годности ЛА; увеличение назначенных и межремонтных ресурсов; расширение норм на эксплуатационные повреждения; изменение структуры циклов, режимов и технологических процессов ТОиР; расширение норм эффективности использования ЛА. Без решения этих и подобных им задач научно-технический прогресс в области технической эксплуатации авиационной техники немыслим.

26.6. СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ КОНСТРУКТИВНО-ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ СВОЙСТВ ЛА И ПРОГРАММ ИХ ТОиР

Успехи в теории и науке незамедлительно сказываются на решении важных прикладных проблем. Главнейшей из них всег-

да была и остается проблема формирования и оптимизации содержания и объемов ТОиР, которые в конечном итоге определяют уровень всех видов затрат в процессе технической эксплуатации ЛА. Задача заключается в том, чтобы обеспечить наиболее полное соответствие содержания и объемов ТОиР, определяемых фактическим техническим состоянием ЛА, и содержания и объемов, предусмотренных официально действующей эксплуатационно-ремонтной документацией. Эта задача для большинства видов авиационной техники еще не решена.

При формировании содержания и объемов ТОиР современного ЛА должны учитываться те новые принципы конструирования АТ, которые успешно реализуются в последние годы для повышения безопасности и регулярности полетов, упрощения и удешевления ТОиР. К ним можно отнести обеспечение безопасной повреждаемости конструкций, обеспечение высоких значений показателей долговечности и живучести, применение встроенных и бортовых автоматизированных систем диагностирования функциональных систем и изделий, обеспечение высокой степени резервирования изделий и функциональных систем, обеспечение требуемого уровня эксплуатационной технологичности и контролепригодности создаваемых конструкций.

Содержание и объемы ТОиР современного ЛА необходимо определять не тогда, когда он уже окончательно изготовлен, и не по прототипу, как это зачастую делается. Данная задача должна решаться конструкторами еще на этапах проектирования и начала постройки ЛА одновременно с решением задач обеспечения его конструктивно-эксплуатационных свойств. На этих этапах должна формироваться программа ТОиР на длительный период эксплуатации ЛА, которая служит основой при разработке эксплуатационно-технической документации.

Задача разработки программ ТОиР является сравнительно новой для нашей промышленности и сложной для реализации из-за отсутствия опыта. Однако эта задача порождена потребностями эксплуатации. Успех ее решения во многом зависит от того, как скоро будет разработано методическое обеспечение по формированию программ и созданы необходимые информационные ресурсы. В конечном итоге вопрос ставится так, чтобы одновременно с новым типом ЛА заказчику передавалась и про-

грамма его ТОиР на длительный период эксплуатации. В соответствии с данной программой заказчик обязан осуществлять своевременную подготовку потребной производственно-технической базы для эффективной технической эксплуатации ЛА.

Обеспечение потребного уровня конструктивно-эксплуатационных свойств ЛА, наличие к началу их эксплуатации прогрессивных программ ТОиР и соответствующей им эксплуатационно-технической документации позволят реализовать на практике принципиально новую технологию обслуживания и ремонта, основанную на стратегии по состоянию. Данная стратегия в отличие от действующей многие годы стратегии ТОиР по наработке имеет принципиальные отличия. Основное отличие стратегии по состоянию состоит в том, что содержание и объемы ТОиР здесь определяются не для всей совокупности ЛА того или иного типа, как это делается при стратегии по наработке, а для каждого отдельно взятого экземпляра ЛА в зависимости от его технического состояния на данный момент эксплуатации. Это позволяет ввести в практику гибкие программы ТОиР, для большинства агрегатов и комплектующих изделий упразднить межремонтные ресурсы, для ряда типов ЛА отказаться от проведения весьма трудоемких капитальных ремонтов. В результате можно получить без ущерба для безопасности и регулярности полетов существенное (до 30%) сокращение расходов на ТОиР, повысить показатели технического использования и исправности ЛА.

РАЗДЕЛ V

СТРУКТУРА АВИАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА НАЦИОНАЛЬНОЙ АВИАКОМПА- НИИ «УЗБЕКИСТОН ХАВО ЙУЛЛАРИ»

Глава 27. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ АВИАЦИОННО- ТЕХНИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА И БАЗЫ ПРИ ТЕХНИЧЕСКОМ ОБСЛУЖИВАНИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

27.1. СТРУКТУРА АВИАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА И АВИАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКОЙ БАЗЫ г. ТАШКЕНТА

Авиационно-технический комплекс (АТК) ведет общее руководство по техническому обслуживанию (ТО) всеми типами летательных аппаратов в системе “Узбекистон хаво йуллари” через авиационно-техническую базу (АТБ) и перронно-техническими бригадами (ПТБ).

Ниже приведены структурные схемы АТК и АТБ (рис. 27.1, 27.2).

Примечание к структурным схемам АТК и АТБ

МТС – материально-техническая служба.

ПЭО – планово-экономический отдел.

А и РЭО – авиационное и радиоэлектронное оборудования.

БПРМЛ – базовая поверочно-ремонтная метрологическая лаборатория.

ЛД – лаборатория диагностики.

ГРА – группа расшифровки и анализа полетной информации.

СОК - средства объективного контроля.

БСАУ – бортовая система автоматического управления.
МСРП – магнитные самописцы для регистрации параметров полета.

ПАСС – парашютно-аварийные спасательные средства.

27.2. ОСНОВНЫЕ ОТДЕЛЫ АВИАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКОЙ БАЗЫ г. ТАШКЕНТА

В настоящее время в системе национальной авиакомпании (НАК) «Узбекистон хаво йуллари» существует авиационно-техническая база (АТБ) в подчинении которой находится следующие отделы: производственно-диспетчерский отдел (ПДО); технический отдел (ТО); отдел технического контроля (ОТК) и отдел гарантии и контроля качества (ОГ и КК) основные функции и задачи которых приведены ниже.

Производственно-диспетчерский отдел (ПДО) является структурным подразделением АТБ Ташкента.

Основными задачами ПДО является: обеспечение оперативного и перспективного планирования использования ВС; технического обслуживания и ремонта АТ.

В состав ПДО входит:

- группа оперативного и перспективного планирования использования СМП;
- диспетчерская группа управления производством;
- группа учета летно-технической документации СМП.

В соответствии с основными задачами ПДО Ташкентской ТО и использование самолетов в Ташкентской АТБ по утверждению графику на год, квартал, месяц, недели и на сутки.

Участвует в заключении договоров на ремонт ВС, авиадвигателей, ВСУ, составляет графики отхода ВС, авиадвигателей, ВСУ в ремонт. Контролирует сроки нахождения их в ремонте.

Технический отдел (ТО) входит в состав Ташкентской авиационно-технической базы АТК НАК.

ТО является самостоятельным отделом Ташкентской АТБ.

Основной задачей ТО является совершенствование и обеспечение процессов технического обслуживания АТ.

Совместно с цехами и другими отделами АТБ проводит работу по совершенствованию организации производственных процессов по техническому обслуживанию АТ.

Разрабатывает новые и совершенствует существующие процессы по техническому обслуживанию, текущему ремонту и контролю АТ в целях повышения качества выполненных работ, повышения производительности труда и сокращения сроков непроизводительных простоев АТ.

Разрабатывает необходимую техническую документацию и организует обеспечение этой документацией производственных участков АТБ при отсутствии этой документации я типовой ЭД ВС.

Совместно с ОГК и КРС АТБ проводит проверки состояния технологической дисциплины в АТБ, проверки технологической обеспеченности процессов технического обслуживания АТ, разрабатывает мероприятия и обеспечивает реализацию этих мероприятий по не выявленным недостаткам.

Разрабатывает и обобщает предложения по совершенствованию АТ и ЭД по технической эксплуатации и ремонту, направляет эти предложения в установленном порядке в ведущие ТКБ по типам самолетов на предприятия-изготовители АТ.

Обеспечивает выполнение работ по доработкам АТ, по бюллетеням промышленности и документам ДТ России, в соответствии с действующей в АТБ инструкцией по этим вопросам.

Ведет эталонную и контрольную документацию: по технической эксплуатации АТ, установленную для ТО действующими в АТБ и АТК КАК положениями.

Обеспечивает ведение бортовых РЛЭ и приписных ВС.

Совместно с цехами и другими отделами АТБ совершенствует, разрабатывает и внедряет в производства новые образцы СНО, инструмента и приспособлений.

Оказывает практическую помощь цехам АТБ в устранении сложных и впервые встречающихся неисправностей АТ.

Организует и обеспечивает работу светокопии и библиотек и через них обеспечивает производственные цеха АТБ необходимой технической и рабочей документацией.

В состав технического отдела входят:

- группы ведущих инженеров по самолетам Ил-86, Ту-154(М), Ту-154, Ил-62, Ил-62М, Як-40, А-310. Группы возглавляются инженерами I категории (ведущими инженерами);

- техники по обработке технической документации, обеспечивающие учет и хранение техдокументации ТО, работу светоконии и библиотеки.

Режим работы ТО по пятидневной рабочей неделе с ненормированным рабочим днем.

Учет рабочего времени табельный.

Текущие разборы проводятся ежедневно в начале рабочего дня, месячные разборы – по итогам работы за месяц до 10 числа месяца, следующего за отчетным.

Технический отдел возглавляется начальником, непосредственно-подчиненным главному инженеру АТБ.

Отдел технического контроля (в дальнейшем ОТК) является самостоятельным отделом Ташкентской авиационно-технической базы, отвечающим за организацию и проведение контроля состояния авиационной техники и качества ее технического обслуживания.

Основным назначением ОТК является выполнение функции по контролю качества авиационной техники и проведению профилактических мероприятий для поддержания исправности БС, их работе способности и обеспечения требуемого уровня безопасности полетов.

Качество технического обслуживания определяется соответствием содержания выполненного ТО и его результатов по производственному заданию и требованием эксплуатационной документации (ЭД), утвержденной или введенной в действие в установленном порядке.

В своей деятельности ОТК руководствуется Воздушным Кодексом РУ, Трудовым кодексом Республики Узбекистан.

Государственными и отраслевыми стандартами, нормами и правилами по вопросам качества:

- наставлением по технической эксплуатации и ремонту авиационной техники в гражданской авиации;
- эксплуатационной документацией на обслуживаемую АТ;

– приказами, указаниями, распоряжениями, методическими рекомендациями вышестоящих органов ГА и настоящим Положением.

Наличие в АТБ отдела технического контроля не снимает с непосредственных исполнителей и руководителей производственных участков АТБ ответственности за качество проведенных работ при ТО и за выполнение требований руководящих документов.

Структуру и штаты ОТК по представлению начальника АТБ утверждает директор АТК НАК РУ. При этом учитывается объем работ по ТО, количество типов и сложность обслуживаемых ВС, сменность работы, особенности производственной деятельности.

Количество работников ОТК по специальностям должно быть достаточным для выполнения функций, предусмотренных настоящим положением.

Отдел технического контроля укомплектовывается опытными инженерами соответствующей специальности, имеющими квалификацию не ниже I категории.

При отсутствии каких-либо специалистов I категории может быть допущено временное назначение на должность инженера ОТК инженера 2 категории.

Материально-техническое обеспечение, вещевое и другие виды обеспечения ОТК и его работников осуществляются наравне с основными цехами АТБ и их инженерно-техническим персоналом согласно установленным нормам. персональную ответственность за организацию работы ОТК и выполнение их функций по обеспечению безопасности полетов в соответствии с настоящим Положением несут начальник ОТК и начальник Ташкентской АТБ.

Задачи отдела а технического контроля. Основной задачей ОТК является обеспечение технического обслуживания авиационной техники в АТБ путем:

Проведения непосредственно работниками ОТК обязательного контроля качества производственных процессов ТО АТ АТБ по наиболее ответственным видам работ (монтаж, параметрические замеры, регулировки, проверка работоспособности).

Надзора и выборочных проверок выполнения контрольных функций, относящихся к технической эксплуатации АТ.

Отдел ГиКК является самостоятельным отделом АТК НАК, отвечающим за организацию и контроль качества ТОВС западного производства.

Основной задачей отдела является выполнение функций по развитию, совершенствованию и поддержанию системы качества в соответствии с требованиями Воздушного кодекса РУ:

- НТЭРАТ ГА-97 РУ.
- JAR-145.
- FAR-145.
- МОЕ «UZB-Airways».
- Международными (ISO), государственными и отраслевыми стандартами, нормами и правилами по вопросам качества.
- Эксплуатационной документацией по техническому обслуживанию АТ.
- Приказами, указаниями, распоряжениями, методическими рекомендациями Авиационных властей РУ, вышестоящих органов компании.
- Настоящим положением.

Наличие в АТК отдела ГиКК не снимает с непосредственных исполнителей и руководителей цехов и отделов ответственности за качество выполненных работ и за выполнение требований руководящих документов.

Структуру и штаты отдела ГиКК, по представлению главного инженера АТК, утверждает директор АТК НАК. При этом учитывается объем работ по поддержанию заданного уровня системы качества, объем работ по ТО, количество типов, сложность обслуживаемых ВС, сменность работы, особенности производственной деятельности.

Количество работников отдела ГиКК по специальностям должно быть достаточным для выполнения функций, предусмотренных настоящим положением.

Отдел ГиКК укомплектовывается опытными специалистами, соответствующей специальности со знанием английского языка в объеме, необходимом для работы с ЭТД и имеющих квалификацию не ниже В категории.

Материально-техническое обеспечение, вещевое и другие виды обеспечения отдела ГиКК и его работников осуществляется наравне с цехом А-310/Боинг и его инженерно-техническим персоналом, согласно установленным нормам.

Персональную ответственность за организацию и выполнение работы отдела ГиКК, направленную на обеспечение безопасности полетов и качество ТОАТ в соответствии с настоящим положением несут начальник отдела ГиКК и Директор АТК НАК.

Основной задачей отдела ГиКК является контроль за соблюдением и правильным применением системы качества цехами и отделами, связанным с технической эксплуатацией самолетов западного производства путем:

- Проведения плановых и внеплановых проверок цехов и отделов, в том числе, Материал Технического Снабжения.
- Проведения профилактической работы, направленной на предупреждение:
- Нарушений инженерно-техническим персоналом цехов и отделов правил ТО, в том числе, выполнение работ (операций) без оформленного допуска.
- Возникновение отказов неисправностей АТ, случаев брака при обслуживании ВС.
- Проверки состояния АТ, оборудования и выполнение технологических процессов на соответствие JAR-145, НТЭРАТ ГА-97 РУ» МОЕ «UZB Airways».
- Совместно с КРС АТК производить проверки состояния технологической дисциплины.
- Контролировать своевременность и правильность внедрения Директив Летной Годности.
- Оказывать практическую помощь производственным цехам в устранении сложных и повторяющихся дефектов и неисправностей АТ.
- Контролировать эффективность системы качества и управлять ею посредством проведения внутренних проверок и анализа выявленных замечаний.
- Выполнение функций по контролю качества ТО авиатехники и проведение профилактических мероприятий для под-

держания исправности ВС, их работоспособности и обеспечение требуемого уровня безопасности полетов.

- Составление плана проверок, который охватывает все типы самолетов зарубежного производства НАК.

- Осуществлять аудиторские проверки согласно плана, утвержденного Директором АТК, а также, внеплановые проверки по требованию Директора АТК и нач. отдела ГиКК.

- Проведение выборочного контроля, устанавливаемых на ВС комплектующих изделий используемых при техобслуживании материалов на соответствие техническим требованиям.

- Плановые проверки.

Плановые проверки должны включать:

Все виды работ, связанные с эксплуатацией АТ;

- инспекторские осмотры самолетов;
- проверки наземного оборудования и инструмента применяемых при ТО самолетов западного производства;
- проверки аварийно-спасательного оборудования;
- проверки бортовой документации, сертификатов летной годности, лицензий на использование радиостанций, перечней допустимых отказов и неисправностей и т.д.;
- бортовых летных техаптечек. ЕТОРЗ/обычных;
- проверки внедрения Директив Летной Годности, сервис бюллетней;
- проверки квалификации ИТС;
- проверки используемых при ТО материалов на соответствие техническим требованиям.

Внеплановые проверки.

В дополнение к плановым проверкам, внеплановые могут проводиться по требованию:

- директора АТК;
- нач. отдела ГиКК;
- управляющим персоналом, указанном в главе 1 МОЕ.

Эти проверки могут касаться:

- специальных эксплуатационных процедур (запуск двигателя/ВСУ руление и т.д.).

27.3. ОСНОВНЫЕ ПРОИЗВОДСТВЕННЫЕ ЦЕХА АТБ г. ТАШКЕНТА

В АТБ техническое обслуживание самолетов восточного производства (Як-42, АН-24, Ту-154М, Ил-62, Ил-76, Ил-86) в основном осуществляется цехами № 2, 3, 7 и существует специальный цех для технического обслуживания базовых самолетов Ил-76, где в основном ТО производится по регламенту.

Техническое обслуживание по состоянию базовых самолетов западного производства (RJ-85, А-310, В 757, В 767) и транзитных самолетов А 310, А 300, В767, В 757, В747 и MD 11 осуществляется цехом Airbus/Boeing входящим в состав авиационно-технического комплекса (АТК) НАК.

Цех №2 Ташкентской авиационно-технической базы АТК является структурной единицей АТБ и предназначен для ТО по оперативным видам регламента базовых и прилетающих в Ташкентский аэропорт самолетов 1 и 2-го класса с целью выполнения Государственного плана перевозок с высокой безопасностью и регулярностью полетов.

Цех №2 образован на основании приказа Директора АТК и входит в состав АТБ.

В ведении цеха №2 находится производственно-технические и административные сооружения, наземное оборудование и другие тех. средства, необходимые для ТО самолетов.

Обеспечение процессов ТО и подготовки самолетов там спецавтотранспортом, связью, электроэнергией и т.д., являются соответствующими службами Ташкентского аэропорта АТБ.

Технико-экономическое планирование работы цеха осуществляется планово-экономическим отделом.

В соответствии с задачами, изложенными в общих положениях на цех АТБ АТК возлагаются следующие основные функции:

- Выполнение оперативного ТО базовых и транзитных самолетов, эксплуатируемых в цехе.
- Обеспечение высокой исправности СМП, своевременно и не высококачественной подготовки СМП и полетам в соответствии с требованиями НТЭРАТ-97, регламентов, технологических указаний и других руководящих документов АТК и НАК.

– Организация планомерной технической подготовки и повышение квалификации инженерно-технического состава.

– Обеспечение сохранности самолетов, принятых от экипажей или военизированной охраны.

– Постоянное совершенствование организации ТО АТ за счет внедрения передовых методов труда и управления механизацией производственных процессов.

В состав цеха №2 АТБ входит четыре смены ТО самолетов.

Основной задачей смен цеха №2 АТБ является обеспечение своевременного и высококачественного ТО самолетов, закрепленных за АТБ, а также прилетающих в Ташкентский аэропорт.

Смена ТО состоит из двух бригад:

- по техническому обслуживанию самолетов и двигателей;
- по техническому обслуживанию А и РЭО.

Каждая смена возглавляется начальником смены, подчиненным непосредственно начальнику цеха, в смене имеются инженеры по специальностям.

Каждая техническая бригада комплектуется из авиатехников и возглавляется наиболее опытным авиатехником-бригадиром, который совмещает свою работу по ТО самолетов с руководством бригады.

ТО АТ в смене цеха Ф2 производят авиатехники-бригадиры (авиатехники, авиамеханики).

Контроль за качеством и полнотой ТО и устранения дефектов на самолете осуществляется инженерами смен, ОТК и авиатехниками в соответствии с указаниями, имеющимися в регламентах ТО самолетов.

Руководство цехом осуществляется начальником цеха.

Начальник цеха подчиняется непосредственно начальнику производства АТБ.

Цех №3 Ташкентской АТБ АТК является основным производственным цехом по обслуживанию, проверке и текущему ремонту авиационного и радиоэлектронного оборудования воздушных судов, а также по подготовке необходимого для производственного процесса Таш АТБ.

В введении цеха №3 находятся производственно-технические и административные помещения, наземное оборудование и другие технические средства Ташкентской АТБ, необходимые

для обслуживания проверки и текущего ремонта авиационного оборудования.

Выполнение регламентного технического обслуживания приборного, электро, радиосвязного, радиолокационного, радионавигационного, радиоизотопного оборудования, средств объективного контроля полётной и речевой информации самолетов Ташкентской АТБ: Ил-86, Ил-62, Ту-154, Як-40, Ан-12.

Выполнение проверок АиРЭО на соответствие техническим условиям при снятии по отказам с самолетов Ташкентской АТБ: Ил-86, Ил-62, Ту-154, Як-40, Ан-12.

Выполнение дефектации, устранения неисправности и текущий ремонт агрегатов самолетов Ташкентской АТБ: Ил-86, Ил-62, Ту-154, Як-40, Ан-12.

Перечни обслуживаемого, проверяемого и ремонтируемого оборудования подготавливаются на каждом участке цеха №3 и утверждаются главным инженером АТБ.

Подготовка и круглосуточная выдача агрегатов А и РЭО, необходимых для производственного процесса Таш АТБ, согласно перечням неснижаемого запаса, составленного в цехе №3 по заявкам производственных цехов Таш АТБ.

Подготовка заявок Узавиатехснаб на необходимое количество агрегатов, запасных частей, расходных материалов, КПА и инструмента для комплектации неснижаемого запаса, технического обслуживания, проверок и ремонта агрегатов АиРЭО самолётов ТашАТБ.

Организация обслуживания, проверки и текущего ремонта агрегатов А и РЭО воздушных судов Ту-154, Ил-62, Ил-86, Ил-76, Ан-24, Як-40 и однотипных агрегатов АиРЭО, установленных на других гражданских ВС.

В состав цеха №3 входят восемь участков: участок по обслуживанию приборного оборудования; участок по обслуживанию средств объективного контроля (МСРП); участок навигационного оборудования; участок локационного оборудования; комплектка и аккумуляторно-зарядная станция.

Участки комплектуются личным составом исходя из штатного расписания.

Участки возглавляются инженерами участков, а в их отсутствие бригадирами.

Работа участков организуется в соответствии с Положением о цехе №3, с оперативной необходимостью обслуживания агрегатов для самолётов Ташкентской АТБ.

Рабочее время личного состава цехе №3 устанавливается правилами внутреннего трудового распорядка АТК НАК.

Учёт рабочего времени производится в таблице рабочего времени.

Техническая учёба проводится по планам, утверждённым главным инженером Таш АТБ.

Цех №7 Ташкентской АТК НАК «Узбекистон хаво йуллари» предназначен для технического обслуживания самолетов Ил-62М, Ил-86 по периодическим видам регламента.

Цех №7 образован на основании приказа директора НАК «Узбекистон хаво йуллари» и является структурным подразделением Ташкентской АТБ.

В ведении цеха №7 находятся производственно-технические и административные сооружения, наземное оборудование и технические средства для обеспечения ТО воздушных судов.

Обеспечение цеха авиатехническим имуществом, инструментальными расходными материалами, внутрицеховым транспортным, контрольно-проверочной аппаратурой, обменным фондом изделий и деталей осуществляется цехом подготовки производства Ташкентской АТБ. Снабжение цеха самолетным агрегатами, зап. частями, бытовым оборудованием воздушных судов осуществляется цехами №3, 4, 5 Ташкентской АТБ структурными подразделениями Авиатехснаба.

В технологических процессах технического обслуживания самолетов участвуют специалисты ИИЦ, ГРА цеха №3 Ташкентской АТБ и представители заводов 243 ГА, КМПО, РМПО, ВА-СО и СМПО.

Обеспечение процессов технического обслуживания и подготовка самолетов к полетам спецавтотранспортом, связью, электроэнергией осуществляется службами ССТ, Аэронавигация, ГСМ, ОГМ Ташкентского Аэропорта.

Технико-экономическое планирование работы цеха №7 осуществляется планово-экономическим отделом АТК на основе производственного плана Ташкентской АТБ:

- Выполнение технического обслуживания базовых самолетов Ил-62М, Ил-86 по оперативным, периодическим и особым видам регламента.

- Выполнение технического обслуживания самолетов Ил-62М, Ил-86 посторонних организаций по оперативным, периодическим и особым видам регламента.

- Выполнение технического обслуживания самолетов Ил-62М, Ил-86 по замене двигателей ТА-6А, ВСУ-10, ДЗОКУ, ИЛ-86, узлов хвостовой опоры, элементов шасси, органов управления самолетом.

- Выполнение технического обслуживания при восстановлении и вводе в строй простаивающих самолетов.

- Выполнение технического обслуживания самолетов Ил-62М, Ил-86 по продлению ресурсов планера, двигателей, рулевых приводов агрегатов.

- Выполнение технического обслуживания воздушных судов при доработках АТ по бюллетеням промышленности, заводо-изготовителей, также при переоборудовании самолетов в соответствующие грузопассажирские варианты.

- Выполнение технического обслуживания самолетов Ил-62М, Ил-86 по устранению трудоемких, сложных дефектов и неисправностей.

- Обеспечение сохранности самолетов, находящихся на техническом обслуживании и хранении.

- Обеспечение нормативной исправности ВС, находящихся на техническом обслуживании.

Цех ТО базовых самолетов Ил-76 (в дальнейшем цех Ил-76) является самостоятельной единицей АТК и предназначен для технического обслуживания по оперативным и трудоемким видам регламента базовых самолетов Ил-76 с целью выполнения перевозок с высокой безопасностью и регулярностью полетов.

Цех Ил-76 образован на основании приказа начальника Узбекского управления ГА №54 от 18.02.92 г. и входит в состав авиационно-технического комплекса национальной авиакомпании.

В ведении цеха Ил-76 находятся производственно-технические и административные сооружения, наземное оборудова-

ние и другие технические средства, необходимые для технического обслуживания самолетов.

Материально-техническое и вещевое обеспечение цеха Ил-76 (кроме обеспечения самолетными агрегатами и запчастями) осуществляется соответствующими службами НАК. Обеспечение процессов технического обслуживания и подготовки самолетов полетам спецавтотранспортом осуществляется соответствующими службами Ташкентского аэропорта.

Выполнение оперативного и трудоемкого технического обслуживания самолетов, эксплуатируемых национальной авиакомпанией «Узбекистан хаво йуллари»:

- Обеспечение высокой исправности СМП, своевременной и высококачественной подготовки СМП к полетам в соответствии с требованиями ВТЭРАТ ГА-97, регламентов, технологических указаний и других руководящих документов.

- Организация планомерной технической подготовки и повышения квалификации инженерно-технического состава.

- Обеспечение сохранности самолетов, принятых от экипажей или военизированной охраны.

- Постоянное совершенствование организации технического обслуживания авиационной техники за счет внедрения передовых методов труда и управления производственными процессами.

- Производственная деятельность строится на базе организованного цеха.

Структурно цех Ил-76 состоит из четырех смен оперативного ТО и одной смены периодического техобслуживания самолетов Ил-76, возглавляемых начальниками смен.

Технологическое сопровождение ТО производится двумя инженерами по ТОАТ, специалистами АиРЭО и Сид.

Контроль состояния и качества ее технического обслуживания осуществляется инженерным составом ОТК, возглавляемым ведущим инженером и подчиняющимся непосредственно начальнику цеха.

Производственное планирование – учет наработки АТ, ведение формулярного хозяйства производится под руководством ведущего инженера, подчиненного непосредственно начальнику цеха.

Каждая смена в цехе состоит из соответствующих бригад по специальностям АирЭО и Сид под руководством авиатехников – бригадиров.

Цех ТО RJ-85 Ташкентской авиационно-технической базы является структурной единицей Ташкентской АТБ и предназначен для технического обслуживания по видам регламента базовых и транзитных самолетов RJ-85.

Цех образован на основании приказа директора АТК НАК «Узбекистон хаво йуллари» и входит в состав Ташкентской авиационно-технической базы.

В ведении цеха находятся производственно-технические и административные сооружения, наземное оборудование и другие технические средства, необходимые для технического обслуживания самолетов RJ-85.

Материально-техническое и вещевое обеспечение цеха RJ-85 осуществляется через Узавиатехснаб.

Обеспечение процессов технического обслуживания спецавтотранспортом, связью электроэнергией и т.д. осуществляется соответствующими комплексами аэропорта.

Технико-экономическое планирование работы цеха осуществляется производственно-диспетчерским отделом Ташкентской АТБ и планово – экономическим отделом АТК на основании производственного плана Ташкентской АТБ.

Выполнение оперативного ТО базовых и транзитных самолетов RJ-85 в Ташкентской АТБ.

Обеспечение высокой исправности и регулярности полетов, снижение простоев на техобслуживании ниже нормативов установленных по НАК при полной безопасности полетов в соответствии с руководящими документами определяющими порядок эксплуатации самолета RJ-85, требованиями НТЭРАТ-ГА.

Организация планомерной, технической подготовки, направленной на повышение квалификации ЙТС.

Обеспечение сохранности самолетов RJ-85, принятых от экипажей или ВОХР.

Содержание в исправном состоянии авиационно-технического имущества, оборудования и сооружений.

Совершенствование организации технического обслуживания авиационной техники за счет внедрения передовых методов труда и управления, механизации производственных процессов.

Обеспечение экономного расходования материально-технических средств и топливо-энергетических ресурсов.

Соблюдение Положения об организации работы по охране труда в НАК «Узбекистан хаво йуллари».

Цех состоит из смен и бригад, количество которых определяется начальником АТБ, исходя из производственной необходимости; основной задачей смен цеха RJ-85 является обеспечение своевременного и качественного технического обслуживания самолетов RJ-85.

Смена технического обслуживания состоит из бригад: - по ТО планера и двигателей, по ТО А и РЭО.

Каждая смена возглавляется начальником смены, подчиненным непосредственно начальнику цеха; в подчинении начальника смены имеются инженеры по А и РЭО и технической эксплуатации планера и двигателей.

Каждая техническая бригада комплектуется из авиатехников и возглавляется наиболее опытным авиатехником-бригадиром, который совмещает свою работу по ТО самолета с руководством бригадой.

Техническое обслуживание авиационной техники в смене цеха RJ-85 производят авиатехники-бригадиры, авиатехники.

Контроль за качеством и полнотой технического обслуживания, устранением дефектов на самолете RJ-85 осуществляется начальниками и инженерами смен в соответствии с руководящими документами, требованиями и указаниями НАК «Узбекистан хаво йуллари», определяющими порядок эксплуатации ВС.

В структуру цеха входит участок подготовки производства, обеспечивающий смены инструментом, запчастями и расходными материалами, а также осуществляющий взаимодействие между складом ОМТС и цехом RJ-85.

Ответственность за руководство работой по охране труда, за общее и конкретное ее состояние, за повседневный надзор и контроль за соблюдением действующих норм; правил и требований по ОТ при техобслуживании АТ, несут их руководители (включая непосредственных руководителей выполняемых на АТ

работ), а также штатные работники по охране труда в пределах установленных для каждого обязанностей и полномочий, определяемых документами предприятия и нормативными актами.

Руководство цехом RJ-85 осуществляется начальником цеха.

Начальник цеха подчиняется непосредственно начальнику АТБ.

Начальнику цеха подчиняется непосредственно его заместитель по СД, заместитель А и РЭО и начальники смен.

Начальник цеха участвует в комиссиях по расследованию инцидентов и летных происшествий, связанных с неисправностью материальной части.

Начальник цеха должен иметь высшее техническое образование и знание технической эксплуатации авиационной техники, иметь допуск на ТО и наличие практических навыков.

Начальник цеха назначается приказом директора АТК по представлению.

Цех Airbus/Boeing АТК является самостоятельной структурной единицей АТК и предназначен для технического обслуживания базовых самолетов А310, В767, В757 и транзитных самолетов А310, А300, В767, В757, В747, MD11.

Цех Airbus/Boeing образован на основании приказа директора АТК НАК «Узбекистон хаво йуллари» и входит в состав АТК НАК.

В ведении цеха Airbus/Boeing находятся производственно-технические и административные сооружения, наземное оборудование и другие технические средства, необходимые для обслуживания базовых самолетов А310, В767, В757 и транзитных самолетов А310, А300, В767, В757, В747, MD11. 1.4.

Материально-техническое и вещевое обеспечение цеха Airbus/Boeing (кроме обеспечения самолетными агрегатами и запчастями), а также обеспечение процессов технического обслуживания и подготовки самолетов к полетам спецавтотранспортом, связью, электроэнергией и т.д., осуществляется соответствующими службами Ташкентского Аэропорта и АТК.

Технико-экономическое планирование работы, цеха Airbus/Boeing осуществляется планово-нормативным отделом Ташкентской АТБ.

Выполнение технического обслуживания базовых самолетов, A310, B767, B757 и транзитных самолетов A310, A300, B767, B757, B747, MD11.

Обеспечение высокой исправности самолетов A310, A300, B767, B757 своевременной и высококачественной подготовкой самолетов к полетам в соответствии с руководящими документами, определяющими порядок эксплуатации самолетов западного производства, требованиями UAR145, МОЕ и НТРЭАТ ГА-97 г. и указаниями НАК «Узбекистон хаво йуллари».

Организация планомерной технической подготовки и повышение квалификации инженерно-технического состава.

Обеспечение сохранности самолетов A310, B767, B757 принятых экипажей или ВОХР.

Постоянное совершенствование организации технического обслуживания авиационной техники за счет внедрения передовых методов труда и управления.

В состав цеха Airbus/Boeing входят четыре смены технического обслуживания самолетов A310, B767, B757.

Основной задачей смен цеха Airbus/Boeing является обеспечение своевременного и высококачественного технического обслуживания полетов A310, B767, B757.

Смена технического обслуживания состоит из двух бригад:

- по техническому обслуживанию самолета и двигателей;
- по техническому обслуживанию АиРЭО.

Каждая смена возглавляется начальником смены, подчиненным посредственно начальнику цеха, в смене имеются инженеры по специальностям.

Каждая техническая бригада комплектуется из авиатехников.

Техническое обслуживание самолетов A310, B767, B757 в смене производят авиатехники.

Контроль за техническим обслуживанием и устранением эффектов на самолете осуществляется инженерами смен в соответствии с руководящими документами, определяющими порядок эксплуатации самолетов зарубежного производства.

Руководство цехом осуществляется начальником цеха.

Начальник цеха подчиняется непосредственно директору АТК.

Начальнику цеха непосредственно подчиняются заместители начальника цеха, инженеры-супервайзеры цеха, начальники смен.

Начальник цеха участвует в комиссиях по расследованию инцидентов, связанный с неисправностью материальной части.

Начальник цеха назначается из лиц, имеющих специальное высшее образование, допуск на техническое обслуживание самолета А310, В767, В757 и наличие практических навыков.

Начальник цеха назначается на должность приказом директора АТК НАК «Узбекистон хаво йуллари».

Цех текущего ремонта является производственной единицей, входящей в состав Ташкентской АТБ, АТК.

Основной задачей цеха текущего ремонта является своевременное и высококачественное выполнение ремонтных работ на приписной авиационной технике, а в случае необходимости на прикомандированной и транзитной.

Цех непосредственно подчиняется начальнику производства Ташкентской АТБ.

Начальник цеха назначается приказом директора АТК по представлению зам. директора АТК.

Цех текущего ремонта в своей работе руководствуется приказами, указаниями, инструкциями НАК, приказами директора АТК, распоряжениями начальника производства и главного инженера, регламентами и технологическими указаниями по текущему ремонту СМП, а также настоящим Положением.

В соответствии с основными задачами цех выполняет следующие функции:

- Выполняет текущий ремонт конструкции планера, агрегатов, оборудования и инвентаря самолетов, за исключением приборов и агрегатов спецоборудования.

- Производит изготовление несложных запасных частей и инструментов.

- Производит изготовление деталей для внедрения рационализаторских предложений.

Руководство цехом текущего ремонта осуществляется начальником цеха.

Начальник цеха подчиняется начальнику производства АТБ и функционально главному инженеру. Начальник цеха органи-

зует всю производственную, техническую и хозяйственную деятельность цеха.

Базовая поверочно-ремонтная метрологическая лаборатория (БПРМЛ) образована на основании приказа Генерального директора НАК.

БПРМЛ осуществляет комплекс мероприятий по метрологическому обеспечению (МО) НАК, направленных на обеспечение единства и требуемой точности измерений, повышение эффективности производства, качества выполняемых работ, безопасности полетов воздушных судов (ВС).

В своей деятельности БПРМЛ руководствуется действующим законодательством, стандартами, руководящими и методическими документами Госстандарта, Госавианадзора, НАК, АТК НАК, а так же настоящим положением.

БПРМЛ является самостоятельным подразделением АТК НАК, имеет обособленные фонды, персонал, технологический процесс.

Государственный надзор за деятельностью БПРМЛ осуществляет УзГосстандарт, Госавианадзор, ведомственный контроль – Инспекция по безопасности полетов НАК.

Ликвидация БПРМЛ производится на основании приказа Генерального директора НАК.

К основным задачам БПРМЛ относятся:

- Метрологическое обеспечение производственных процессов предприятий и подразделениях НАК.

- Обеспечение единства и требуемой точности измерений, повышение уровня техники измерений при обслуживании наземной и авиационной техники в подразделениях НАК.

- Определение основных направлений деятельности по метрологическому обеспечению НАК.

- Организация и координация работ по внедрению современных методов и средств измерений, информационно-измерительных систем, автоматизированных средств измерений поверочного и калибровочного оборудования.

- Осуществление метрологического контроля за состоянием. Применением, ремонтом, поверкой и калибровкой средств измерений, за внедрением и соблюдением метрологических правил и уровнем метрологического обеспечения производства в предприятиях и подразделениях НАК.

ЛИТЕРАТУРА

Артыков Н.А. Оценка влияния технического состояния гидронасоса на его функциональные параметры с применением многофакторного линейного регрессионного анализа. Тезисы докладов V Республиканской НТК «Передовые технологии и методы в создании и эксплуатации авиакосмической техники» Ташкент, изд. ТГАИ, часть 2, 2001, 2-5 с.

Ахмедзянов А.М., Юлдыбаев Л.Х. Вопросы технической диагностики состояния авиадвигателей. В кн.: Испытание авиационных двигателей УФА. Изд. УАИ, 19777, №5, с. 17-28.

Скач Р.В., Зубаков Б.В., Давиденко М.Ф. и др. Под ред. Скача Р.В. Безопасность полетов. М.: Транспорт, 1989, 240 с.

Бразирович Е.Ю., Савенков М.В. Статические методы оценки состояния авиационной техники.

Воздушный кодекс РУ.

Гвинтовкин И.Ф., Стояненко О.М. Справочник на ремонту летательных аппаратов. М.: Транспорт, 1977, 312 с.

Губнов А.Н., Артыков Н.А. Эксплуатация под наблюдением авиатехники на авиакеросине ТС-1 Бухарского НПЗ. Тезисы докладов международной НТК «Мониторинг летательных аппаратов». Ташкент, Изд. ТГАИ, часть 2, 2000 г.

Документы по планированию деятельности эксплуатационного предприятия гражданской авиации. М.: Воздушный транспорт, 1985, 560 с.

Кац Б.М., Жаров Э.С., Винокуров В.К. Пусковые системы авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1976, 220 с.

Кеба И.В. Диагностика авиационных газотурбинных двигателей. М.: Транспорт, 1980, 248 с.

Кеба И.В. Летная эксплуатация вертолетных ГТД. М.: Транспорт, 1976, 280 с.

Ли Р.К., Артыков Н.А. Анализ отказов и неисправностей по гидросистеме самолётов RJ-85 за период с 1997 по июнь 2002 г. и способы их устранения. Тезисы докладов международной конференции «Мониторинг ЛА-2003» Ташкент-Хумсан, Изд. ТГАИ.

Максимов Н.А., Секистов В.А. Двигатели самолетов и вертолетов. М.: Воениздат, 1977, 344 с.

Башта Т.М., Бабанская В.Д., Головки Ю.С. и др. Надежность гидравлических систем воздушных судов / Под ред. Башты Т.М. М.: Транспорт, 1986, 278 с.

Наставление по технической эксплуатации и ремонту авиационной техники в ГА РУ (НТЭРАТ - 97).

Положение об организации работы по охране труда в НАК «Узбекистан хаво йуллари».

Голего Н.Л., Алябьев А.Я., Балдырев Ю.М. и др. Под ред. Голего Н.Л. Ремонт летательных аппаратов М.: Транспорт, 1984, 422 с.

Пугачев А.И., Комаров А.А., Смирнов Н.Н. и др. Под ред. Пугачева А.И. Техническая эксплуатация летательных аппаратов. М.: Транспорт, 1977, 440 с.

Смирнов Н.Н., Владимиров Н.И., Черненко Ж.С. и др. Под ред. Смирнова Н.Н. Техническая эксплуатация летательных аппаратов. М.: Транспорт, 1990, 424 с.

Воробьев В.Г., Константинов В.Д., Денисов В.Г. и др. Под ред. Воробьева В.Г. Техническая эксплуатация авиационного оборудования. М.: Транспорт, 1990, 296 с.

Рузанов Н.В., Артыков Н.А. О значимости расчетов для повышения качества и надежности механизмов подъема средств наземной ме-

ханизации аэропортов. Тезисы докладов V Республиканской НТК «Передовые технологии и методы в создании и эксплуатации авиакосмической техники». Ташкент, изд. ТГАИ, часть 2, 2001, 8-9 с.

Рузанов Н.В., Артыков Н.А. Стратегия технического обслуживания и ремонта по состоянию с контролем параметров. Тезисы докладов международной НТК «Мониторинг летательных аппаратов». Ташкент, изд. ТГАИ, часть 2, 2001, 8-9 с.

Сайдалиев Ф.Х., Артыков Н.А. Эксплуатационные особенности технического обслуживания топливной системы самолета BOEING 767. Тезисы докладов ТГАИ, часть 2, V Республиканской НТК «Передовые технологии и методы в создании и эксплуатации авиакосмической техники». Ташкент, изд. ТГАИ, часть 2, 2001, 14-16 с.

Смирнов Н.Н., Ицкович А.А. Обслуживание и ремонт авиационной техники по состоянию. М.: Транспорт, 1987, 272 с.

Соломонов П.А. Безотказность авиационной техники и безопасность полетов. М.: Транспорт, 1977, 272 с.

Учебное руководство по техническому обслуживанию самолета BOEING 767, США, 1991, 850 с.

Оглавление

	Введение	3
РАЗДЕЛ I	ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ КАК ОБЪЕКТ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ	
Глава 1.	Безотказность авиационной техники	
1.1.	Основные термины и определения.....	6
1.2.	Классификация отказов.....	8
1.3.	Основные показатели безотказности и долговечности.....	10
1.4.	Живучесть летательных аппаратов.....	13
Глава 2.	Эксплуатационная технологичность летательных аппаратов	
2.1.	Факторы эксплуатационной технологичности..	15
2.2.	Основные показатели эксплуатационной технологичности.....	18
2.3.	Определение показателей эксплуатационной технологичности.....	20
2.4.	Оценка уровня эксплуатационной технологичности.....	27
Глава 3.	Контролепригодность летательных аппаратов	
3.1.	Характеристика контролепригодности и ее оценка	29
3.2.	Показатели контролепригодности.....	31
3.3.	Анализ контролепригодности.....	34
3.4.	Категории контролепригодности.....	38
Глава 4.	Комплексная программа обеспечения надежности	
4.1	Комплексные показатели надежности.....	41
4.2.	Обеспечение требований надежности на этапах проектирования и испытаний ЛА.....	44
4.3.	Обеспечение надежности в процессе эксплуатации ЛА.....	47

РАЗДЕЛ II	СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	
Глава 5.	Структура и принципы построения системы технической эксплуатации	
5.1.	Система технической эксплуатации как часть авиационной транспортной системы.....	50
5.2.	Система технического обслуживания и ремонта.....	53
5.3.	Виды технического обслуживания и ремонта...	55
Глава 6.	Обеспечение эффективности использования летательных аппаратов	
6.1	Основные составляющие годового фонда времени летательного аппарата.....	60
6.2.	Нормирование показателей по техническим причинам исправности и простоев ЛА.....	62
6.3.	Сезонные нормативы исправности парка самолетов ИЛ-86 и ЯК-42 и их простоев по техническим причинам.....	66
Глава 7.	Процесс технической эксплуатации летательного аппарата	
7.1.	Структура и модель процесса.....	68
7.2.	Характеристика отдельных состояний процесса технической эксплуатации.....	72
Глава 8.	Стратегия технического обслуживания и ремонта авиационной техники	
8.1.	Классификация стратегий.....	76
8.2.	Классификация технического обслуживания по состоянию с контролем уровня надежности.	80
8.3.	Стратегия технического обслуживания и ремонта по состоянию с контролем параметров..	86
Глава 9.	Программы технического обслуживания и ремонта	
9.1.	Структура программы.....	92
9.2.	Техническая документация, оформляемая при обслуживании АТ.....	96
Глава 10.	Контроль технического состояния летательных аппаратов	
10.1.	Организация и виды контроля.....	99
10.2.	Методы и средства контроля.....	102
10.3.	Метрологическое обеспечение.....	109
10.4.	Автоматизированный контроль.....	110

Глава 11.	Заправка летательных аппаратов горюче-смазочными материалами	
11.1.	Эксплуатационные требования.....	112
11.2.	Заправка ЛА ГСМ, спецжидкостями и газами..	113
11.3.	Влияние обводнения ГСМ на работоспособность систем летательных аппаратов.....	117
Глава 12.	Средства механизации процессов технического обслуживания летательных аппаратов	
12.1.	Классификация процессов технического обслуживания и средств механизации.....	121
12.2.	Расчет уровня механизации технического обслуживания ЛА.....	133
12.3.	Расчет потребного числа и средств механизации.....	136
Глава 13.	Техническая эксплуатация вертолетов	
13.1.	Особенности конструкции и технического обслуживания несущей системы вертолета.....	138
13.2.	Регулировочные работы.....	142
13.3.	Особенности эксплуатации вертолетных силовых установок.....	146
РАЗДЕЛ III	ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ГРУПП ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	
Глава 14.	Техническое обслуживание планера ЛА	
14.1.	Изменение технического состояния планера....	150
14.2.	Содержание технического обслуживания планера.....	154
14.3.	Диагностирование и прогнозирование технического состояния элементов планера.....	157
Глава 15.	Техническое обслуживание шасси	
15.1.	Факторы работоспособности шасси.....	163
15.2.	Техническое обслуживание шасси.....	164
15.3.	Конструктивные элементы кинематики и системы уборки-выпуска шасси.....	167
Глава 16.	Техническое обслуживание систем управления	
16.1.	Факторы работоспособности систем управления ЛА.....	174

16.2.	Техническое обслуживание систем управления	176
16.3.	Системы управления механизацией крыла.....	181
Глава 17.	Техническое обслуживание гидрогазовых систем и систем жизнеобеспечения	
17.1.	Условия эксплуатации и факторы работоспособности.....	182
17.2.	Типовые отказы гидрогазовых систем.....	185
17.3.	Анализ отказов и неисправностей по гидро-системе самолетов RJ 85 за период с 1977 по июнь 2002 г.....	187
17.4.	Назначение систем жизнеобеспечения.....	191
17.5.	Профилактические и регулировочные работы.....	193
Глава 18.	Техническое обслуживание силовых установок	
18.1.	Отказы и неисправности СУ.....	196
18.2.	Контроль, диагностирование и прогнозирование технического состояния СУ.....	198
18.3.	Техническое обслуживание поршневых двигателей.....	203
18.4.	Техническое обслуживание модульных двигателей.....	205
18.5.	Системы запуска газотурбинных двигателей...	208
18.6.	Запуск и опробование газотурбинных двигателей.....	215
18.7.	Запуск и опробование поршневых двигателей..	218
Глава 19.	Подготовка летательных аппаратов в сложных природно-климатических условиях	
19.1.	Характеристика условий эксплуатации.....	221
19.2.	Техническое обслуживание элементов планера и шасси.....	223
19.3.	Техническое обслуживание гидромеханических систем.....	227
19.4.	Особенности запуска двигателей.....	230
РАЗДЕЛ IV	ИНЖЕНЕРНЫЕ ОСНОВЫ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ И БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	
Глава 20.	Организация, планирование и обеспечение полетов	

20.1.	Классификация, организация и планирование полетов.....	233
20.2.	Обеспечение полетов наземными службами....	236
20.3.	Выполнение и эшелонирование полетов.....	239
Глава 21.	Расчет полета	
21.1.	Исходные данные.....	242
21.2.	Расчет потребной для полета массы топлива....	244
21.3.	Расчет длины разбега.....	247
21.4.	Расчет длины пробега.....	251
21.5.	Расчет загрузки и центровка ЛА.....	254
Глава 22.	Комплексная подготовка летательных аппаратов к полетам	
22.1.	Предполетная подготовка ЛА.....	256
22.2.	Предполетная подготовка экипажа.....	260
22.3.	Особенности буксировки и руления.....	262
22.4.	Подготовка ЛА к полетам в сложных погодноклиматических условиях.....	265
Глава 23.	Эксплуатация функциональных систем в полете	
23.1.	Управление работой функциональных систем и двигателей при взлете и наборе высоты.....	267
23.2.	Управление работой функциональных систем и двигателей в горизонтальном полете.....	270
Глава 24.	Эксплуатация функциональных систем в полете	
24.1.	Управление силовыми установками в полете...	276
24.2.	Управление работой функциональных систем и двигателей самолета при посадке.....	278
24.3.	Экономия топлива в процессе летной эксплуатации.....	281
Глава 25.	Особенности эксплуатации двигателей и функциональных систем в особых ситуациях полета	
25.1.	Полеты в условиях обледенения.....	284
25.2.	Полеты в условиях атмосферной турбулентности.....	288
25.3.	Самовыключение и запуск ГТД в полете.....	289
25.4.	Отказ одного из двигателей при взлете.....	292
25.5.	Полет самолета с несимметричной тягой.....	295
25.6.	Возникновение и тушение пожара в полете.....	296

25.7.	Посадка ЛА с неисправными органами приземления	298
Глава 26.	Роль инженерно-авиационной службы в обеспечении безопасности полетов	
26.1.	Общая характеристика авиационных происшествий и инцидентов по техническим причинам..	300
26.2.	Предупреждение авиационных происшествий и инцидентов.....	303
26.3.	Оценка опасности особых ситуаций.....	306
26.4.	Проблемы повышения безопасности полетов...	309
26.5.	Основные задачи дальнейшего развития технической эксплуатации.....	312
26.6.	Совершенствование конструктивно-эксплуатационных свойств ЛА и программ их ТОиР.....	314
РАЗДЕЛ V	СТРУКТУРА АВИАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА НАЦИОНАЛЬНОЙ АВИАКОМПАНИИ «УЗБЕКИСТОН ХАВОЙУЛЛАРИ»	
Глава 27.	Основные задачи авиационно-технического комплекса и базы при техническом обслуживании летательных аппаратов	
27.1.	Структура авиационно-технического комплекса и авиационно-технической базы г. Ташкента.....	317
27.2.	Основные отделы авиационно-технической базы г. Ташкента.....	320
27.3.	Основные производственные цеха АТБ г. Ташкента.....	327

**АРТЫКОВ НУРИТДИН ОЧИЛОВИЧ,
АБИДОВ ОДИЛЖОН САЛАХОВИЧ**

ОСНОВЫ ТЕОРИИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Ташкент – «Fan va texnologiya» – 2006

Редактор
Тех.редактор
Корректор

*К. Аvezбаев
А. Мойдинов
Г. Усманова*

Разрешено в печать 20.01.06. Формат 60x84¹/₁₆.
Печатный лист 22,25. Тираж 500. Заказ №6.

Издательство «Fan va texnologiya», 700003,
Ташкент, ул. Алмазар, 171. Договор №02-06.

Отпечатано в типографии «Fan va texnologiyalar markazi».
г. Ташкент, ул. Алмазар, 171.