

1. Понятие регулярности полетов ЛА; факторы, влияющие на регулярность вылета.

Регулярность полетов - выраженное в процентах отношение количества выполненных рейсов без задержки к общему количеству выполненных рейсов. Это один из важнейших показателей качества функционирования авиатранспортных предприятий. Перед федеральными органами исполнительной власти в области гражданской авиации стоит задача обеспечения постоянного мониторинга регулярности полётов авиакомпаний.

К таким факторам относятся: отказы и неисправности отдельных элементов функциональных систем; влияние неблагоприятных внешних условий; недостатки в наземном обеспечении полета; ошибки и нарушения правил эксплуатации функциональных систем и техники пилотирования; проявления неблагоприятных особенностей аэродинамики и прочности ВС.

3. Центры ТОиР авиационной техники: концепция создания, назначение и решаемые задачи; структура; требования к центрам ТОиР; организация работ.

Авиационно-техническая база (АТБ) эксплуатационного предприятия гражданской авиации предназначена для:

- технического обслуживания и текущего ремонта самолетов
- обеспечения содержания в технической исправности, чистоте и порядке пассажирских, бытовых и багажно-грузовых помещений самолетов, их отделки, съемного и встроенного оборудования, инвентаря.

Основные функции АТБ

- выполнение непосредственно в аэропорту базирования и на оперативных аэродромах всего комплекса работ по техническому обслуживанию и текущему ремонту всех типов авиационной техники, закрепленной за ААТБ;ТБ;
- обеспечение высокой исправности, своевременной и высококачественной технической подготовки самолетов к полетам
- перспективное и оперативное планирование использования авиационной техники
- содержание в исправном состоянии технических средств и обеспечение технических средств и обеспечение правильной эксплуатации сооружений, закрепленных за АТБ и используемых для технического обслуживания самолетов
- своевременная подготовка и организация допуска инженерно-технического состава к обслуживанию авиационной техники
- обеспечение сохранности самолетов после приемки их от экипажей или приемки их от экипажей или военизированной охраны.

Совокупность объектов ТЭ и обслуживающего персонала, наземных средств и документации взаимно действующих в интересах поддержания и восстановления исправности или работоспособности и обеспечения летной годности ЛА представляет собой систему технической эксплуатации и ремонта. Это и есть цель создания центров ТОиР. Система ТОиР представляет собой совокупность взаимодействующих объектов и средств ТОиР, технического персонала, программ ТОиР и эксплуатационно-технической документации. Система ТОиР должна обеспечивать безопасность, регулярность и эффективность полетов.

5. Роль и место ИАС ГА в обеспечении безопасности полетов.

В обеспечении безопасности и регулярности полётов важное место принадлежит инженерно-авиационной службе. Её роль заключается в обеспечении высокого уровня надежности авиационной техники посредством проведения различных отказов и неисправностей. Инженерно-авиационная служба решает комплекс задач по обеспечению надежности авиационной техники. Основные задачи инженерно-авиационной службы:

s планирование использования воздушного судна;

s планирование, организация и выполнение работ по техническому обслуживанию воздушного судна;

s разработка и проведение мероприятий по предупреждению авиационных происшествий и инцидентов.

Техническое обслуживание воздушных судов выполняется в соответствии с регламентами технического обслуживания и технологическими указаниями по выполнению регламентных работ. При этом, регламент определяет периодичность и объем работ, технологические указания порядок выполнения работ.

7. Эксплуатационная живучесть конструкции ЛА: определение; факторы; показатели и методы оценки; принципы обеспечения и поддержания.

Под живучестью понимают свойство обеспечивающее нормальное выполнение заданных функций в полете с отдельными отказами или повреждениями элементов или узлов. Для обеспечения эксплуатационной живучести в 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, должны быть не ниже допустимой; скорость развития усталостных трещин, не должны превышать заданных ограничений, который обеспечивают безопасность полетов; периодичность контроля и разрешающая способность средств контроля должны обеспечивать высокую вероятность обнаружения допустимых повреждений.

9. Организация полетов в ГА: классификация видов полетов; нормативные документы; планирование полетов и правила выполнения; виды обеспечения полетов.

Организация летной работы –система мероприятий по планированию летной работы и управление летными подразделениями и экипажем воздушных судов , для выполнения гос плана и обеспечения безопасности, регулярности и экономической эффективности полетов

О.Р.Л.(организация летных работ)

-планирование летных работ

-профессиональную подготовку летного состава

- формирование летного экипажей ВС
- допуск летного состава к полетам
- предварительная подготовка экипажей
- провека работы летного состава
- полеты с проверяющим в составе экипажа
- разборы полетов
- контроль и анализ летной работы
- летнометодические работы

Полеты ГВС классифицируются на в зависимости от назначения, условий пилотирования и самолетовождения, района, высоты, физикогеографических условий и времени суток.

По назначению- Транспортные по выполнению авиа работ, учебные, тренировочные, методические исследовательские, испытательные, демонстрационные, спасательно поисковые.

ПО пилотированию- визуальные полеты по приборам.

По району –трассовые, маршрутные, маршрутно-трассовые.

По высоте – предельно малые, малые, средние и максимальные.

По физикогеографическим – на равнинах и холмистой местности, горной, пустынной, надводной, полярной.

По временам суток- дневные, ночные и смешанные.

Организация летной работы регламентируется настоящим Наставлением, руководством по организации летной работы в ГА приказами, инструкциями и указаниями МГА.

Планирование летных работ осуществляется в соответствии с текущими оперативными планами управлений предприятий и подразделений.

11. Характеристика особых условий и ситуаций полета и требования норм летной годности к функциональным системам в данных условиях. Действия экипажа при отказе одного из двигателей на взлете.

Летная годность- это комплексная характеристика воздушного судна, определяемая реализованными в его конструкции принципами и решениями, позволяющая совершать безопасные полеты в ожидаемых условиях и при установленных методах эксплуатации.

Летная годность обеспечивается на этапах создания ВС в соответствии с действующими авиационными правилами(нормами летной годности) затем в течении всего периода эксплуатации ВС его летная годность должна сохраняться (поддерживаться) путем соблюдения установленных правил летной эксплуатации, ТОиР.

Под сохранением летной годности понимаются все мероприятия, которые гарантируют, что в любой момент всего срока службы ВС соответствуют действующим требованиям летной годности(сертификационного базиса) и их состояние обеспечивает безопасную эксплуатацию.

Требования:

*требования, регламентирующие порядок проектирования, простойки и приемки самолетов, моторов и оборудования

*перечень технических требований, предписаний и нормативов к конструкции самолетов, двигателей, приборов и оборудования

*требования к системе ТЭ с разработкой всех необходимых форм регламентирующей документации по обслуживанию самолетов

В нормах летной годности , как правило, содержатся требования и рекомендации, которые влияют на безопасность полета, выполнение которых является обязательным на всех этапах разработки и эксплуатации ВС

При разработке общих требований к летной годности использован вероятный подход к оценке уровня безопасности полетов, при котором регламентирована вероятность возникновения особых ситуации при отказах функциональных систем ВС

Существо этих требований сводится к тому, что более опасных ситуации должны быть отнесены к особым менее вероятным, чем менее опасным ситуации.

Проблема сохранения летной годности ВС является одной из актуальных в сфере ТЭ АТ. Ее особая актуальность в современных условиях работы отрасли обуславливается рядом важных обстоятельств.

При выключении двигателя создается разворачивающий и кренящий моменты в сторону остановившегося двигателя. Это особенно проявляется на ТВД, где при остановке двигателя регулятор частоты вращения перепускает масло в канал малого шага винта. Лопасты при этом поворачиваются в сторону уменьшения установочных углов. Этот процесс по времени совершается очень быстро и при большой скорости полета также быстро возникает и в дальнейшем нарастает отрицательная тяга винта отказавшего двигателя. Таким образом, нарушается баланс тяг с одной и с другой стороны крыла, что является причиной резкого разворота или крена. В этом случае экипаж ЛА должен немедленно парировать элеронами и рулем поворота стремление ЛА к крену и развороту. После этого ЛА балансируют триммерами, переводят РУД остановленного двигателя в положение "СТОП". Работающим двигателем устанавливается повышенный режим работы для поддержания скорости.

Посадка ЛА с несимметричной тягой особых трудностей не вызывает. Режим работы рекомендуется держать выше, чем при обычной посадке.

Вопросы 3 раздела.

1. Понятие безотказности АТ, показатели безотказности АТ, модели безотказности АТ.

Безотказность АТ: определение; факторы; физика отказов; показатели и их расчет; пути повышения.

Безотказность – свойство конструкции непрерывно сохранять работоспособное состояние.

Факторы определяются при проектировании, производстве и эксплуатации.

Используется теория вероятности и мат. статистика, которая позволяет определить качественные характеристики безотказности.

1) Вероятность безотказной работы

$$P^*(t) = \frac{N(t)}{N_0}; \quad P^*(t) = \frac{n(t)}{N_0}$$

$N(t)$ - число изделий сохранивших работоспособность к моменту t

N_0 - общее число изделий под наблюдением

$n(t)$ - число отказавших изделий к моменту t

2) Плотность вероятности безотказной работы

$$f^*(t) = \frac{n_i}{N_0 - \Delta t} \quad \text{- число отказов в } i\text{-том интервале}$$

3) Интенсивность отказов $\lambda(t)$ (для невосст. изделий)

$$\lambda^*(t) = \frac{n_i}{[N_0 - n(t)] \cdot \Delta t}$$

n_i - число отказов в i -том интервале, треб. снятия с ЛА изд.

4) Параметр потока отказов $\omega(t)$ (для восст. изделий)

$$\omega^*(t) = \frac{n_i}{[N_0 - n(t)] \cdot \Delta t}$$

n_i - число отказов в i -том интервале, не треб. снятия с ЛА изд.

5) Средняя наработка изделий до отказа

$$T_o = \frac{t_2 - t_1}{\int_{t_1}^{t_2} \omega(t) dt}$$

3. Расчет надежности функциональных систем методом структурных схем.

При структурном анализе используют следующую классификацию соединений:

- последовательным соединением называют совокупность элементов, для которой необходимым и достаточным условием нарушения работоспособности является отказ хотя бы одного (любого) элемента, входящего в данную совокупность;
- параллельным соединением называется совокупность элементов, работоспособность которой нарушается только при условии отказа всех элементов, входящих в эту совокупность.

Таким образом, тип соединения в структурной схеме определяется влиянием отказов отдельных элементов (или звеньев) на работоспособность системы в целом, т.е. определяется видом и характером отказов составляющих систему элементов.

Пример последовательного соединения элементов показан на рис.1,а. При последовательном соединении элементов вероятность безотказной работы системы за время t при известных вероятностях безотказной работы элементов равна

$$P_C(t) = P_1(t)P_2(t)...P_n(t) = \prod_{k=1}^n P_k(t), \quad (1)$$

где $P_1(t), P_2(t), \dots, P_n(t)$ - вероятности безотказной работы 1,2,3,..., n -го элементов системы за время t ; n - число элементов системы.

Если известны законы изменения интенсивностей $\lambda_i(t)$ отказов элементов системы, то

$$P_C(t) = \exp \left[- \sum_{k=1}^n \int_0^t \lambda_k(t) dt \right]. \quad (2)$$

Расчёт по формуле (1) может выполняться только для момента времени t , для которого известны вероятности $P_i(t)$, а по формуле (2) для любого времени непрерывной работы системы.

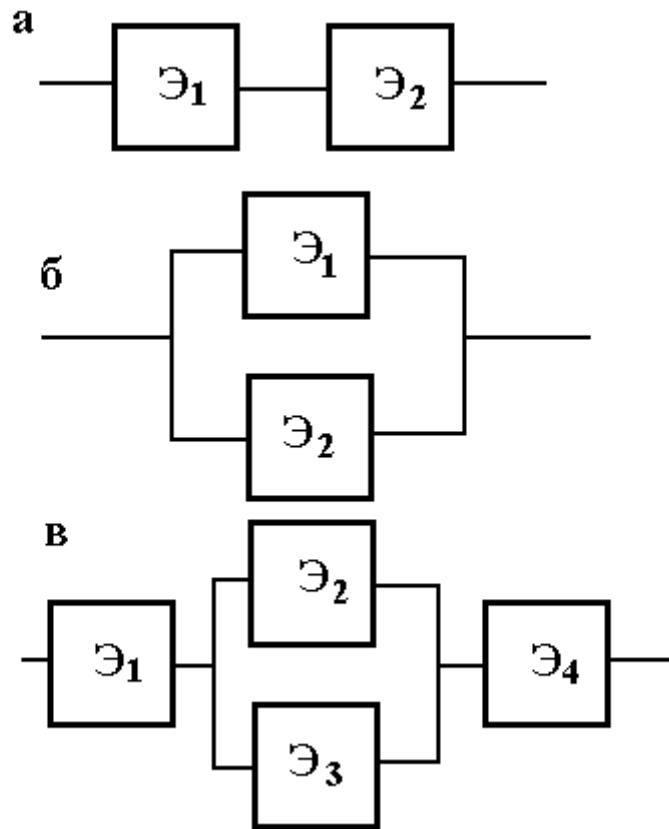


Рис.1. Структурные схемы соединения элементов:

а - последовательное; б - параллельное; в - последовательно-параллельное (смешанное)

При допущении о независимости отказов элементов интенсивность отказов системы равна сумме интенсивностей отказов отдельных элементов

$$\lambda_C(t) = \sum_{i=1}^n \lambda_i(t) \quad . (3)$$

Наработка до отказа системы при последовательном соединении элементов равна наработке до отказа того элемента, у которого эта наработка минимальна

$T_c = \min(T_i), i = 1, 2, \dots, n$, где n - число элементов системы.

Вероятность отказа системы, состоящей из последовательно соединённых элементов, определяется по формуле

$$Q_C(t) = 1 - \prod_{i=1}^n P_i(t) \quad . (4)$$

При параллельном соединении элементов (рис.1,б) отказ системы возникает только в том случае, когда откажут все её элементы. Вероятность отказа системы за время t при параллельном соединении элементов системы определяется зависимостью

$$Q_C(t) = q_1(t)q_2(t)\dots q_n(t) \quad , (5)$$

где $q_1(t), q_2(t), q_3(t), \dots, q_n(t)$ - вероятности отказов 1, 2, 3, ..., n-го элементов системы за время t ; n - число элементов системы.

Вероятность безотказной работы для этого случая (при условии, что система и каждый элемент системы рассматриваются только в одном из двух состояний – работоспособном и неработоспособном)

$$P_C(t) = 1 - \prod_{i=1}^n [1 - P_i(t)] \quad .(6)$$

Вероятность безотказной работы при равнонадёжных элементах и показательном распределении наработки до отказа

$$P_C(t) = 1 - [1 - \exp(-\lambda t)]^n \quad , (7)$$

где λ - интенсивность отказа одного элемента.

Наработка на отказ системы при параллельном соединении элементов равна максимальному из значений наработок до отказа элементов

$$T_c = \max(T_i), i = 1, 2, \dots, n.$$

Если отдельные составные части системы представляют собой параллельное соединение элементов, а другие - последовательное, то рассчитывают вначале вероятности безотказной работы составных частей системы с параллельным соединением элементов, а затем эти составные части соединяют в систему как последовательные элементы (рис.1, в).

Если структурная схема состоит из k параллельных цепей, а каждая цепь состоит из N звеньев, то вероятность безотказной работы параллельно-последовательной схемы может быть вычислена по уравнению

$$P_C(t) = 1 - \prod_{i=1}^k [1 - \prod_{j=1}^N P_j(t)]$$

Для частного случая – экспоненциального закона распределения наработок до отказа – расчётные формулы для последовательного и параллельного соединений можно упростить и представить в виде

$$P_{\text{посл}} = \exp\left[-\sum_{i=1}^n \lambda_i t\right]$$

$$Q_{\text{посл}} = 1 - \exp\left[-\sum_{i=1}^n \lambda_i t\right] \quad .(8)$$

Для параллельного соединения

$$P_{нар} = 1 - \prod_{i=1}^n [1 - \exp(-\lambda_i t)]$$

$$Q_{нар} = \prod_{i=1}^n [1 - \exp(-\lambda_i t)] \quad .(9)$$

5. Модель безотказности невосстанавливаемых изделий.

Невосстанавливаемым является объект, для которого в рассматриваемой ситуации проведение восстановления работоспособного состояния не предусмотрено в нормативнотехнической, конструкторской документации. Построение модели безотказности состоит из: формирования признаков отказа; выбора и обоснования функции распределения наработки до отказа; определение численных значений параметров функции надежности по статистическим данным, полученным по испытаниям и в процессе наблюдения при эксплуатации; На основании составленной модели возможен расчет любых показателей надежности. При формировании модели надежности восстанавливаемого объекта дополнительно нужно строить модель восстанавливаемости, в которой должны быть формализованы процессы обнаружения, локализации отказов, наладки и предпусковой подготовки.

Модель функционирования невосстанавливаемых изделий представлена на рис. 114. Крестик в кружке обозначает отказ, обозначение осей то же, что и у модели восстанавливаемых изделий. Как видим, данная модель значительно проще. В момент некоторой наработки t_1 деталь либо отказала и невосстанавливалась, либо работоспособна.

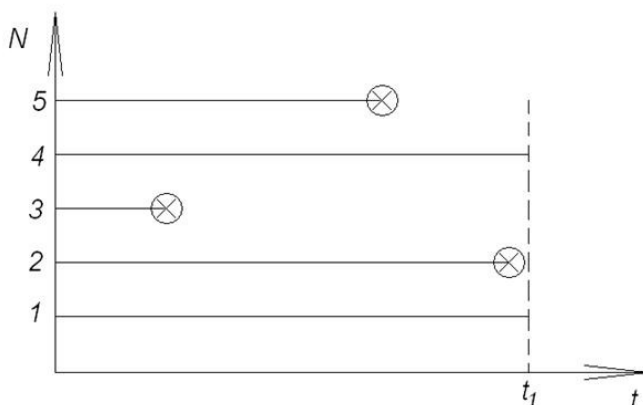


Рис.114. Модель функционирования невосстанавливаемых изделий

7. Расчет надежности функциональных систем методом логических схем ЗК.

При анализе надежности сложных многофункциональных систем, элементы которых могут иметь несколько видов зависимых отказов, не соблюдаются необходимые условия для применения метода структурных схем (п. 1.2). В этих случаях может использоваться метод логических схем. В логической схеме в отличие от структурной допускается наличие звеньев с зависимыми событиями и повторение звеньев одинакового содержания. Метод логических схем использует операции логического сложения и умножения. Логическое сложение $A1 + A2$ читается как «A1 или A2». Эта функция выражает событие, которое достоверно в том и только в том случае, если по крайней мере одно из двух событий A1 и A2 является достоверным. Для логического сложения справедливо $A + A = A$. Логическое умножение $A1A2$ читается «A1 и A2». Эта функция выражает событие, которое достоверно в том и только в том случае, когда события достоверны. Для логического умножения справедливо $AA = A$. Событие \bar{A} является дополнением или отрицанием события A и поэтому $A + \bar{A} = 1$, $A\bar{A} = 0$. Элементарные логические операции обладают следующими свойствами: ассоциативности $(A1A2)A3 = A1(A2A3)$; коммутативности $A1A2 = A2A1$; дистрибутивности $(A + B)C = AC + AB$. Эти свойства называются законами идемпотентности. Анализ надежности функциональных систем методом логических схем выполняется в следующем порядке: определяется условие безотказности система в зависимости от сочетания возможных отказов элементов или звеньев; строится логическая схема условий безотказности системы с цепочкой логических связей работоспособности системы и допустимых отказов отдельных элементов; составляется алгебраическое уравнение событий безотказности системы и расчетное уравнение ее вероятности безотказной работы с использованием операций алгебры логики; подготавливаются исходные данные о безотказности элементов системы; определяются вероятности безотказной работы системы по данным о безотказности элементов системы. Анализ надежности системы методом логических схем рассмотрим на примере системы, состоящей из двух параллельно соединенных фильтров и двух последовательно соединенных с ними агрегатов (рис. 1.11). Требуется определить вероятность безотказной работы системы. Каждый из фильтров (Φ_1 и Φ_2) может иметь по два вида отказа: по засорению сетки с вероятностью отказа q' фи по разрыву сетки с вероятностью отказа q'' ф поэтому расчет надежности следует проводить методом логических схем.

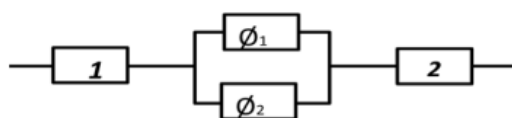


Рис. 1.11. Принципиальная схема системы

Условие безотказности системы формулируется следующим образом. Система будет работать безотказно, если: все элементы работают безотказно; произойдет отказ по загоранию одного фильтра при условии безотказной работы остальных элементов; произойдет отказ по загоранию второго фильтра при условии безотказной работы остальных агрегатов. Отказ фильтра по разрыву сетки является недопустимым, так как при этом не будет обеспечиваться очистка рабочей жидкости от механических примесей. Логическая схема надежности системы представлена на рис. 1.12.



Рис. 1.12. Логическая схема надежности системы

Составим алгебраическое уравнение событий и расчетное уравнение вероятности безотказной работы системы

$$S = A_1 A_{\Phi 1} A_{\Phi 2} A_2 + A_1 \bar{A}_{\Phi 1} A_{\Phi 2} A_2 + A_1 A_{\Phi 1} \bar{A}_{\Phi 2} A_2,$$

$$P_{\text{сист}} = P_1 P_{\Phi 1} P_{\Phi 2} P_2 + P_1 q'_{\Phi 1} P_{\Phi 2} P_2 + P_1 P_{\Phi 1} q'_{\Phi 2} P_2 = P_1 P_2 (P_{\Phi 1} P_{\Phi 2} + q'_{\Phi 1} P_{\Phi 2} + P_{\Phi 1} q'_{\Phi 2}).$$

Учитывая наличие двух видов отказа фильтров, определим вероятность его безотказной работы

$$P_{\Phi} = 1 - q_{\Phi} = 1 - (q'_{\Phi} + q''_{\Phi}) = 1 - q'_{\Phi} - q''_{\Phi}.$$

Принимая $q = q_1 = q_2$ и переходя к вероятностям отказа элементов, получим

$$P_{\text{сист}} = (1 - q)^2 (1 - q'_{\Phi 1} - q''_{\Phi 1}) (1 - q'_{\Phi 2} - q''_{\Phi 2}) + q'_{\Phi 1} (1 - q'_{\Phi 2} - q''_{\Phi 2}) + (1 - q'_{\Phi 1} - q''_{\Phi 1}) q'_{\Phi 2}.$$

При условии $q'_{\Phi 1} = q'_{\Phi 2}$; $q''_{\Phi 1} = q''_{\Phi 2}$ определим

$$P_{\text{сист}} = (1 - q)^2 (1 - q'_{\Phi} - q''_{\Phi}) (1 - q'_{\Phi} - q''_{\Phi} + 2q'_{\Phi}).$$

Вопросы 4 раздела.

1. Прогрессивные технологические процесса ремонта авиационной техники: плазменные методы восстановления; лазерные технологии; методы с использованием эффекта памяти формы; вакуумные методы. Восстановление на основе моделирования процессов пайки.

Плазма – частично или полностью ионизированный газ, в котором концентрация «+» и «-» зарядов практически равна между катодом (чистый вольфрам или с добавлением 2% тория) и медным, охлажденным водой соплом, служащим анодом, возникает дуга нагревающая поступающий в сопло горелки газ, который истекает из сопла в виде плазменной струи. В качестве рабочего газа используют аргон или азот, к которым иногда добавляется водород. Порошковый наплавочный материал подается в сопло струей транспортирующего газа, нагревается плазмой и с ускорением переносится на поверхность основного материала для образования покрытия. Для восстановления изношенных поверхностей плазменным напылением широкое применение получили самофлюсующиеся сплавы системы Ni-Cr-B-Si, в которые нередко добавляют карбиды, бориды тугоплавких металлов (вольфрама, молибдена, ванадия) для образования композиционных сплавов с более высокими физико-химическими свойствами. Весьма эффективно использование биметаллических терм о реагирующих порошковых сплавов (например, Al + Ni), обладающих экзотермическими свойствами, повышающими прочность сцепления покрытия с основой и физико-химические свойства в целом. Их применяют в качестве подслоя или для напыления основного слоя.

В начале 60-х гг. XX века были созданы оптические квантовые генераторы (ОКГ, лазеры). Конструкция установки состоит из генератора, блока питания, стола с конденсаторами и стереоскопического микроскопа. Основным узлом генератора является осветительная камера, внутри которой вставлен кристалл рубина. В камере, параллельно кристаллу, установлена импульсная лампа, на конце которой подводится высокое напряжение. Внутренняя поверхность камеры является отражателем света. Для формирования

испускаемого кристаллом рубина на изучение и направление его на место сварки. Система состоит из призмы, линзы и сменного объектива.

Соединение элементов конструкции, когда нет подхода изнутри для клепки, задержки локальных пробоин, быстрое соединение трубопроводов тяг управления и т.д. в полевых условиях: - Механизм ЭПФ: мартенситное превращение (изменение структуры кристаллической решетки сплава), ее переход из гранецентрированной тетрагональной в объемноцентрированную кубическую.

Аналогично ведут себя металлы: Fe, W; сплавы Cu-Zn – Al, Ti – M и др. часто применяются никел. ТН-1к и ТН-1 и др.

Вакуумные ионно-имплантационные технологии [25]. При ионной имплантации эффект упрочнения достигается как за счет роста плотности дефектов кристаллической структуры обрабатываемого материала, закрепление этих дефектов атомами легирующих элементов, так и за счет формирования дополнительного количества мелкодисперсных карбидных, нитридных и интерметаллических структур. Технология ионной имплантации поверхностного слоя обрабатываемого материала, является наиболее перспективной при создании композиционных материалов с оптимальным набором поверхностных свойств. Суть ионной имплантации заключается во внедрении ускоренных до энергии 1-10 мВ, ионов легирующего элемента в кристаллическую решетку основы. Имплантированные ионы, проходя через вещество мишени, теряют свою энергию, которая затрачивается на образование дефектов кристаллической структуры. При этом стимулируются процессы кристаллизации и перекристаллизации. Имплантация химически активных элементов приводит к образованию химических соединений. Основанная на методе ионной имплантации, ионная металлургия позволяет получать на поверхности изделия сплавы, которые сложно получить известными способами. Отличительной чертой метода является отсутствие межфазной границы раздела. Практически методом ионной имплантации можно внедрять в структуру основы большинство элементов периодической системы. Внедрение ионов N⁺, C⁺, Ti⁺, Cr⁺ в стали и сплавы повышает их эксплуатационные характеристики, при этом увеличивается их усталостная прочность и коррозионная стойкость.

Пайка - процесс соединения металлов посредством расплавленного присадочного металла, называемого припоем и имеющего температуру плавления ниже температуры плавления основного металла. Процесс пайки применяется либо для получения отдельных деталей, либо для сборки узлов или окончательной сборки приборов. В процессе пайки происходят взаимное растворение и диффузия припоя и основного металла, чем и обеспечиваются прочность, герметичность, электропроводность и теплопроводность паяного соединения. При пайке не происходит расплавления металла спаиваемых деталей, благодаря чему резко снижается степень коробления и окисления металла.

3. Системы управления самолетом, принципы их работы, особенности технического обслуживания.

Системы управления самолетом разделяются на основные и вспомогательные. К основным принято относить системы управления рулем высоты, рулем направления и элеронами (рулями крепа). Вспомогательное управление — управление двигателями, триммерами рулей, средствами механизации крыла, шасси, тормозами и т. д.

Любая из основных систем управления состоит из командных рычагов управления и проводки, связывающей эти рычаги с рулями. Рычаги управления отклоняются ногами и

руками пилота. При помощи штурвальной колонки или ручки управления, перемещаемой усилием руки, пилот управляет рулем высоты и элеронами. Управление рулем направления осуществляется при помощи ножных педалей.

Конструкция управления предусматривает, чтобы отклонение командных рычагов, а следовательно, и изменение положения самолета в пространстве соответствовало естественным рефлексам человека.

Например, движение вперед правой ноги, действующей на педаль, вызывает отклонение руля направления и самолета вправо, перемещение штурвальной колонки вперед от себя вызывает снижение самолета и увеличение скорости полета и т. д.

Для облегчения пилотирования и повышения безопасности полета при продолжительном полете управление большинства гражданских самолетов и, прежде всего, многодвигательных делается двойным. В этом случае систему командных рычагов делают сдвоенной — две пары педалей, две штурвальные колонки или ручки, которые связаны между собой так, что отклонение рычага первого пилота вызывает такое же отклонение рычагов второго пилота.

Система управления самолетов, предназначенных для длительных полетов, снабжается автопилотом, который облегчает пилотирование, автоматически выдерживая заданный режим полета. Для уменьшения нагрузок, действующих на рычаги управления при отклонении рулей современных тяжелых и скоростных самолетов, в систему управления включают гидравлические или электрические механизмы, называемые усилителями (бустерами). В этом случае пилот управляет усилителями, которые в свою очередь отклоняют Рули.

Управление летательных аппаратов, совершающих полеты на больших высотах и в сильно разреженной атмосфере, а также аппаратов вертикального взлета и посадки, когда аэродинамические силы, действующие на самолет, ничтожны и обычные аэродинамические рули неэффективны, осуществляется с помощью струйных или газовых рулей, дефлекторов и отклоняющихся двигателей.

Струйные рули представляют собой реактивные сопла, к которым подводится сжатый воздух от специальных баллонов или от компрессоров двигателя. Управляющими силами в этом случае являются реактивные силы, возникающие в каждом сопле при истечении из него сжатого воздуха.

Газовые рули имеют форму обычного аэродинамического руля, установленного в струе газов, вытекающих из сопла реактивного двигателя. Большая скорость истечения газов позволяет получить значительные силы при сравнительно небольшой площади рулей. Так как рули омываются газами, имеющими высокую температуру, то материалом для их изготовления могут служить графит или керамика. Дефлектор представляет собой устройство, отклоняющее реактивную струю газов. Изменение направления тяги двигателя путем поворота всей двигательной установки требует громоздких и сложных устройств, обладающих большим весом и инерционностью. Привод перечисленных выше рулевых устройств может быть гидравлическим, электрическим и пневматическим.

Основные виды работ по техническому обслуживанию систем управления самолетом следующие: дефектация командных рычагов, жесткой и тросовой проводки и других элементов систем управления; проверка нормальной работы систем управления рулями, элеронами, триммерами, закрылками, предкрылками, спойлерами, интерцепторами, стабилизатором, системы стопорения рулей и элеронов; выявление и устранение люфтов в сочленениях систем; проверка зазоров между тягами и роликами направляющих; натяжение тросовой проводки и ее регулирование в необходимых случаях; замер усилий трения в системах управления рулями, элеронами и триммерами руля высоты; удаление пыли и грязи, смазка трущихся поверхностей деталей и узлов.

При дефектации штурвальных колонок, педалей, кронштейнов, качалок, герметических выводов, тяг. роликовых направляющих, направляющих роликов тросовой проводки, угловых редукторов, вала трансмиссии предкрылков и закрылков обращают внимание на состояние лакокрасочного покрытия, отсутствие трещин, ослабление болтов крепления и нарушение контровок, исправность лент металлизации и их крепление. Кронштейны, качалки и другие детали и узлы с трещинами подлежат замене, поврежденное лакокрасочное покрытие восстанавливается, ослабленные болты крепления подтягиваются, неисправные ленты металлизации и контровки заменяются.

Кроме того, при осмотре проверяют, не погнуты ли тяги, не ослаблены заклепки крепления стаканов ушков к тягам, глубину выработки в местах прохождения тяги в роликовых направляющих. Допускается прогиб не более 2 мм на 11 м длины тяги. Тяги с ослабленными заклепками крепления стаканов ушков заменяют. Глубину выработки тяги проверяют при помощи индикатора и специального приспособления. Максимально допустимая выработка 0,6 мм, три выработки по 0,5 мм в одном сечении не допускаются. Тяги с выработкой в допустимых пределах для увеличения срока службы разрешается развернуть вокруг продольной оси на 180°. при замене тяг маркировка и длина новой тяги должны соответствовать маркировке и длине снятой тяги.

При осмотре тросов выявляют потертости, обрывы нитей, следы коррозии, заершенности. При потертости и обрыве нитей тросы заменяют. Коррозия удаляется протиркой ветошью. Если таким путем коррозию удалить не удастся, трос заменяют. Заершенность допускается не более одного конца нити на метр длины троса.

Ролики тросовой проводки управления триммерами руля высоты осматриваются с целью выявления износа, выкрашивания, заедания подшипников. Беговые дорожки роликов не должны иметь потертости. След пряди троса на дорожке допускается. Дефектные ролики подлежат замене.

Цепи и звездочки системы управления триммерами руля высоты проверяется на отсутствие потертости цепей, износа зубьев звездочек. Такие дефекты не допускаются.

Люфты в системах управления самолетом возникает в результате износа трущихся деталей, разрушения подшипников, ослабления затяжки и разрушения крепежных деталей. Радиальный люфт в местах соединения тяг с рулями, элеронами, триммерами и сервокомпенсатором проверяется покачиванием рулевых поверхностей. В тягах рулей и элеронов радиальный люфт не допускается. В местах соединения тяг с триммером и сервокомпенсатором допускается люфт, при котором их задняя кромка перемещается не более чем на 2 мм. Если люфт превышает указанный предел, необходимо заменить изношенные болты и втулки в узлах шарнирных соединений тяг или в узлах крепления электромеханизмов управления триммерами.

Выработка в карданных соединениях трансмиссии предкрылков и закрылков выявляется вращением рукой вала трансмиссии в одну и в другую сторону. Люфт в сочленениях кардана не должен превышать 0,15 мм.

Проверка зазора между тягой и роликами направляющей осуществляется щупом, который вставляется в зазор между тягой и верхним роликом после прижатия тяги к нижним двум роликам направляющей. В нерегулируемых направляющих зазор должен быть в пределах 0,1-0,8 мм, в регулируемых направляющих зазора не должно быть. Если зазор в нерегулируемых

направляющих выходит за указанные пределы, необходимо заменить ролики или развернуть тягу на 180°. В регулируемых направляющих зазор уменьшается при перемещении верхнего ролика при помощи регулировочного винта. При этом необходимо иметь в виду, что чрезмерное прижатие верхнего ролика к тяге не допускается, так как это влечет за собой увеличение сил трения в системе и быстрый износ тяги.

Натяжение тросов проверяется с помощью тензометра согласно приложенной инструкции. Величина натяжения тросов системы управления триммерами руля высоты зависит от температуры окружающего воздуха и определяется по таблице или графику. Эта зависимость объясняется тем, что стальные тросы имеют значительно меньший коэффициент температурных расширений, чем корпус самолета, выполненный из алюминиевых сплавов. Натяжение тросов рулевых машин автопилота практически не зависит от температуры вследствие их малой длины. Натяжение этих тросов принимается одинаковым для различных температур: для тросов рулевых машин автопилота – 65 кгс.

Величина усилий трения в системах управления рулями, элеронами и триммерами руля высоты определяется с помощью динамометра. Динамометр крепится контрольной проволокой к центру одного из штурвалов - для проверки сил трения в системе руля высоты; к центрам правой и левой педалей - для проверки сил трения в системе управления рулем направления; касательно к одному из штурвалов на центральном пульте - для проверки системы управления триммерами руля высоты; касательно к одному из штурвалов управления элеронами (поочередно с обеих сторон) - для проверки системы управления элеронами.

Усилия трения замеряют, плавно перемещая командные рычаги от нейтрального положения в одну сторону, затем в другую до упора или до момента включения в работу загрузочных пружин.

Усилия трения не должны превышать в системах управления рулем высоты и рулем направления 6 кгс; в системе управления элеронами в начале перемещения штурвала – 4 кгс, в конце – 6 кгс; в системе управления триммерами руля высоты – 4 кгс. В случае превышения допустимых величин необходимо проверить элементы системы, которые могут вызвать увеличение сил трения: шарнирные соединения тяг, качалок, узлов подвески рулей и т.д.

Смазка систем управления самолетом является важным условием их безотказной работы и длительного срока службы. Смазкой ЦИАТИМ-201 смазывают подшипники тяг, качалок, роликов и других деталей; цепи и звездочки управления триммерами руля высоты; тросы управления триммерами руля высоты на участке их прохождения через гермовыводы и текстолитовые направляющие; шарниры карданов и соединения трансмиссии предкрылков и закрылков; карданы, винты и гайки винтовых механизмов предкрылков, закрылков, стабилизатора и триммеров руля высоты; стопоры и секторы-ограничители рулей и элеронов; пружины цилиндров загрузателя и замков складывающихся подкосов. Тросы в местах их прохождения через текстолитовые ролики смазывать запрещается во избежание их загрязнения и повышенного износа роликов.

При замене смазки старая смазка удаляется. Применение недостаточно чистой смазки или нанесение ее на плохо промытую поверхность может повлечь замерзание смазки при низких температурах.

Проверка нормальной работы системы управления самолетом осуществляется перемещением командных рычагов до ограничителей отклонения. Перемещение рычагов должно быть свободным и плавным без люфтов, заеданий, скрипа и стука. Последние являются признаком дефектов в системе: разрушения подшипников, погнутости кронштейнов, выработки тяг управления, отсутствия смазки и пр.

Проверку действия, углы отклонения и правильность отклонения рулей, элеронов, триммеров необходимо производить в сроки, предусмотренные регламентом, после демонтажно-монтажных и регулировочных работ. Особое внимание необходимо обращать на правильность отклонения триммеров руля высоты после демонтажно-монтажных работ в тросовой проводке, так как возможно перепутывание тросов при выполнении работ.

Проверяя правильность отклонения рулей, элеронов и триммеров, следует помнить правило: самолет в полете следует за движением соответствующего командного рычага. Так, например, при отклонении штурвальных колонок вперед нос самолета опускается; вращение штурвала управления элеронами влево вызывает левый крен самолета; отклонение переключателя управления триммером руля направления вправо вызывает разворот самолета вправо и т.д. Поэтому легко определить, куда должны отклоняться рули, элероны и триммеры при перемещении соответствующего командного рычага.

Нормальную работу системы управления предкрылками, закрылками, стабилизатором характеризует время их выпуска и уборки от двух гидросистем и от каждой из них в отдельности. Так, например, время выпуска и уборки закрылков от двух гидросистем не должно превышать 30 с. а от одной гидросистемы – 60 с. Более длительное время выпуска и уборки закрылков (аналогично время уборки и выпуска предкрылков, спойлеров, стабилизатора и др.) свидетельствует об отсутствии смазки в системе или наличии дефектов: заедания роликов кареток, подшипников вала трансмиссии, задиров на рельсах, большого трения в узлах подвески и др.

При проверке системы стопорения рулей и элеронов замеряют зазор между стопорами и сектором (пазом). Для стопора элеронов он должен быть 3-8 мм, для стопоров рулей 3-7 мм. Ход стопоров механизмов стопорения должен составлять $22(+2+-2)$ мм.

5. Техническое обслуживание гидрогазовых систем ЛА: условия эксплуатации и типовые отказы и повреждения; алгоритмы поиска неисправных элементов; регулировочные работы; содержание работ по ТО и контроль работоспособности; меры безопасности.

К первому типу нагрузок относятся такие, которые обусловлены стационарными случайными процессами. К ним относятся случайные процессы изменения вибронпряжений 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 вибронпряжений. К второму типу (рис. 27.1, 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. К третьему типу относят нагрузки. 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.

7. Техническое обслуживание шасси: условия эксплуатации и типовые отказы и повреждения; расчетные случаи оценки на прочность; методы контроля; регулировочные работы; содержание работы общего назначения: условия возникновения и виды обледенения; способы защиты и обработки ЛА от снега и льда; технология, методы и средства подогрева авиадвигателей и салонов ЛА; средства, способы и организация буксировки ЛА.

Основные работы по техническому обслуживанию шасси включают: дефектацию составных частей передней и основных опор шасси; проверку давления в пневматиках колес, зарядки амортизаторов, их дозарядку в необходимых случаях; съемку и установку колес; проверку

величины зазоров в замках створок и в механизме ручного открытия замков створок, а также очистку деталей и узлов шасси от грязи, снега и льда, их периодическую смазку.

При дефектации шасси основное внимание уделяют осмотру узлов крепления траверс, замков убранного и выпущенного положения, шлиц-шарниров, карданов, коромысел тележек, барабанов колес, амортизаторов, цилиндров-подъемников, демпферов, цилиндров управления колесами передней опоры, цилиндров управления створками. На перечисленных узлах должны отсутствовать трещины, деформации, нарушения контрровок и ослабление болтовых соединений. Проверяют также положение указателей грубой посадки и наличие пломб на них, наличие контрровок и пломб на пробках и зарядных штуцерах демпферов. Износ тормозных дисков колес основных опор по указателю износа.

Нормальная работа уплотнения амортизаторов определяется по отсутствию следов масла АМГ-10 на выступающей части штока амортизатора.

Пневматики колес осматриваются с целью выявления износа, повреждений, проворачивания на барабане. Не допускается сдвиг контрольных меток на борте колеса и шины; истирание до второго слоя корда; расслоение и вздутие шины; порезы, проколы, вырывы длиной более 40 мм на глубину более двух слоев корда; местные истирания длиной более 300 мм на глубину более двух слоев корда.

Срыв контрвочной проволоки указателя грубой посадки может явиться результатом нарушения техники пилотирования экипажем или недостаточного давления азота и недостатка жидкости в амортизаторе. В этом случае проверяют зарядку амортизатора азотом и жидкостью АМГ-10, а также осматривают детали и узлы согласно технологии контроля состояния самолета после грубой посадки.

Давление в пневматиках колес проверяют визуально и с помощью манометра. Визуально давление определяют по величине усадки пневматика. Нормально заряженное колесо передней опоры шасси при максимальном взлетном весе должно иметь усадку от 15 до 50 мм. Главной опоры - от 40 до 60 мм: Давление определяется по манометру с помощью приспособления 429972-600. В пневматиках передних колес давление должно составлять 6 кгс/см, основных опор - 9 кгс/см. Разность давления в шинах не должна превышать 0,5 кгс/см. В случае дозарядки шин необходимо подсоединить один зарядный шланг к вентилю зарядной трубки и к пульту А0505, а другой - к пульту и к баллону со сжатым воздухом (или к воздухозаправщику ВЗ-20-350); открыть вентиль баллона или ВЗ и по манометру пульта А0505 зарядить шину колеса до требуемого значения, после дозарядки проверить герметичность золотника вентиля зарядной трубки мыльным раствором, Появление воздушных пузырей не допускается.

Проверку давления в шинах колес производят после остывания их до температуры наружного воздуха.

Нормальная зарядка амортистоек определяется количеством жидкости и величиной давления азота в амортизаторе. Для проверки уровня жидкости в амортистойках основных и передней опорах, а также для зарядки их азотом необходимо поднять самолет на гидropодъемниках до отрыва от земли на 50-60 мм. С помощью приспособления, установленного на зарядный штуцер, плавно стравливают давление азота из амортистойки до "0"; вывертывают зарядный штуцер из амортистойки и выдерживают в течение 2-3 часов до полного выхода растворенного азота из жидкости; с помощью шприца заливают в амортистойку 1000 см (для основной опоры) или 350-400 см (для передней опоры) жидкости АМГ-10. Опускают самолет на гидropодъемниках так, чтобы шток не полностью вошел в цилиндр (осталось 40-50 мм между цилиндром амортистойки и опорной площадкой на штоке). Устанавливают гидродомкраты под тележку и с их помощью обжимают амортистойку - излишки жидкости должны слиться, если

слива нет - доливают еще АМГ-10. После этого стравливают давление в гидродомкратах и домкраты убирают из-под опоры. Вновь поднимают самолет на гидropодъемниках до отрыва колес от земли на 50-60мм - шток амортистойки должен выйти полностью. Устанавливают зарядный штуцер с новой уплотнительной шайбой, на штуцер устанавливают приспособление и заряжают амортистойку давлением азота 52 кгс/см. Через три часа после зарядки устанавливают давление в амортистойке равное 40 кгс/см. Проверяют герметичность зарядного штуцера мыльным раствором. Зарядка амортизаторов воздухом вместо азота не допускается, так как воздух вызывает коррозию деталей амортизатора и при соединении с маслом АМГ-10 может образовать взрывоопасную смесь. Выполненные работы по зарядке амортистоек жидкостью и азотом предъявляют инженеру ОТК.

Проверка барабанов и других деталей колес передней опоры КТ-151-2. Барабаны колес не должны иметь трещин. Для проверки барабан устанавливается на подставку» позволяющую вращать его вокруг оси. Осматривать визуально зоны, где вероятно образование трещин, и проверяет их методом вихревых токов индукционным дефектоскопом ВД1-ГА (ППД-1МУ) путем прощупывания искателем контролируемых участков по показаниям стрелки индикатора прибора (рис.49).

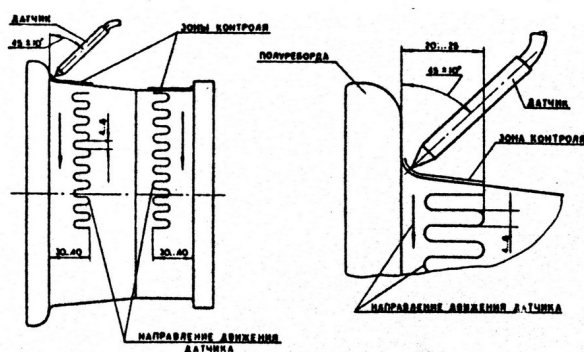


Рис.49. Контроль барабана и реборды на отсутствие усталостных трещин

Осматривают оси, подшипники, тормозные механизмы, распорные втулки, манжеты, обоймы и др. Не допускается выкрашивание и проворачивание манжет, утечка смазки из-под них; "подгар" опорного буртика или торцов роликов; трещины; разрушение сепараторов, рассыпание роликов; забоины на беговых дорожках; повреждение торцов распорных втулок. Предельный износ тормозной колодки не должен превышать 7,5 мм (рис.50). Не допускаются смятия, забоины торцов гильзы и сколы на колодке.

Съемка и установка колес К7-151-2. Необходимо подготовить к работе гидropодъемники А40-06000-0-5 и А1016-0000-0-3, приспособление для установки и снятия колес шасси А1306-0000. Поднимают самолет гидropодъемниками до отрыва шин от земли на 50-80 мм и стравливают давление в тормозной системе до "0".

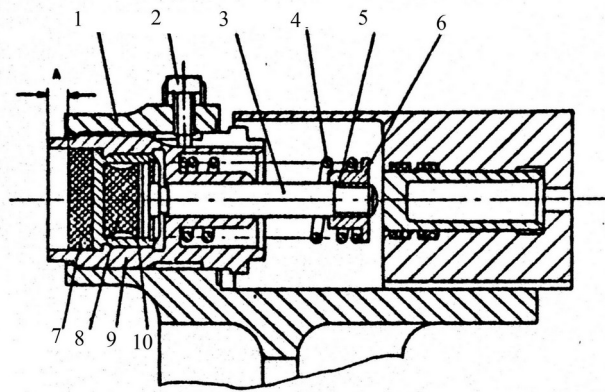


Рис.50. Замер износа тормозной колодки

1 – корпус тормоза; 2 – стопорный болт; 3 – шток; 4 – пружина; 4 – пружина;

5 – сухарь; 6 – втулка; 7 – тормозная колодка; 8 – гильза; 9 – резиновый демпфер; 10 – колодка.

При работах, связанных с заменой одного колеса или шины, подъем осуществляют при помощи гидродомкратов МА43-0000-0.

Предварительно расконтрив, отворачивают гайку от оси шасси. Устанавливают под колесо приспособление А1306-0000 и закрепляют его на нем. Снимают с оси обойму с манжетой, внутреннее кольцо роликоподшипника, колесо, распорную втулку, второе внутреннее кольцо роликоподшипника, вторую обойму с манжетой. При снятии колеса не допускают перекосов, во избежание повреждения внутренних уплотнений роликоподшипников. После снятия колеса очищают внутренние полости его от смазки, продуктов износа, детали промывают в бензине Б-70 и обдувают сжатым воздухом. Производят осмотр оси, подшипников, тормозного механизма, барабана, распорной втулки, манжетов и обтюраторов.

Перед монтажом колеса проверяют комплектность внутренних колец роликоподшипников и распорной втулки. Номера и индекс внутренних колец роликоподшипников и распорной втулки должны совпадать с номером и индексом колеса. При несовпадении (несоответствии) маркировки распорной втулки и внутренних колец роликоподшипников с номером или индексом колеса производят регулировку осевого зазора роликоподшипников путем регулировки длины распорной втулки по технологической карте 'Регулировка распорной втулки'. Роликовые подшипники заправляют смазкой НК-50. Смазка должна заполнить свободный объем между роликами, покрывать торцы роликов и дорожки качения внутреннего и наружного колец.

При монтаже колес все операции производят в обратном порядке: устанавливают на ось обойму с манжетой, внутреннее кольцо роликоподшипника, распорную втулку, колесо, внутреннее кольцо внешнего роликоподшипника, вторую обойму с манжетой. Устанавливают на ось шасси детали крепления колеса и затягивают гайку оси до упора ключом длиной 500 мм с применением силы от руки одного человека при давлении на ключ сверху, при обязательном прокручивании колеса. После чего гайку законтривают. Ослаблять затяжку гайки при контровке не допускается. Проверяют наличие осевого зазора 1,4-4,4 мм между гильзами и фланцем тормозного диска. Если зазор не выдержан - производят его регулировку, после чего опускают самолет на колеса и гидродомкраты (или гидродомкраты) убирают.

С ъ е м к а и у с т а н о в к а к о л е с КТ-141А основной опоры шасси выполняется, как и для передних колес, при техническом обслуживании по формам от Ф-1 и выше, при наличии

дефектов, не соответствующим техническим требованиям, после отработки ресурса и по замечаниям экипажа.

Самолет поднимается на гидродомкратах, когда снимается одно колесо, или гидropодъемниках на высоту 50-60 мм от шины до земли. При подъеме самолета колеса растормаживают, так как при вывешивании на Гидropодъемниках упоры лучше входят в гнезда. С колеса снимается стопорное кольцо и крышка, расконтривают и отвертывают гайку оси; снимается с оси обтюратор, наружный роликоподшипник "С", колесо, распорную втулку, внутренний подшипник, внутренний обтюратор. Для смятия колеса также используется приспособление А1306-0000. Снимают датчик юза УА-58 и датчик оборотов УА-53А-8. Детали колеса промывают в бензине В-70 и сушат под струей воздуха. Осматривают детали колеса и барабан. Не допускаются те же самые дефекты, что ж на колесе передней опоры. Осматривается тормозное устройство колеса. В рассторможенном положении суммарный зазор между нажимным и первым вращающимся диском должен быть 2,5-7,0 мм.

Перед установкой колеса необходимо также проверить комплектность деталей, их маркировку и индексы; набивают смазку НК-50 в роликоподшипники, смазывают смазкой ЦИАТИН-201 посадочные места оси, шестерню колеса и шестерни датчиков УА-58 и УА-53А.

Устанавливают на ось колеса внутренний обтюратор плоской стороной к подшипнику, внутренний подшипник, распорную втулку, колесо, внешний роликоподшипник с буквой "С", внешний обтюратор. Затягивают гайку оси до упора и контрят. Устанавливают на колесо крышку и разжимное кольцо. Устанавливают датчики УА-56 (УА-53А), убедившись, что их шестерни вошли в зацепление с венцом на барабане колеса, при этом колесо необходимо проворачивать от руки. В заключение проверяют работу тормоза, затормаживая и растормаживая несколько раз колесо.

Опускают самолет на гидropодъемниках и устанавливают стояночные колодки. Выполненные работы по снятию и установке колес предъявляют инженеру ОТК.

П р о в е р к а р а б о т ы д е м п ф е р а тележки выполняется при техническом обслуживании по форме Г и Ф-1.

Для выполнения данной работы необходимо расконтрить и отвернуть гайку-колпачек зарядного штуцера, присоединить к зарядному штуцеру приспособление 4296А и с его помощью проверить давление азота в демпфере. Зарядное давление азота должно соответствовать таблице на трафарете демпфера:

Температура наружного воздуха, °С	Давление P_0 , кгс/см ²	Допустимое P_0 для единичного полета, кгс/см ²
+40	129	107
+20	120	100
0	111	93
-20	101	85
-40	94	78

После окончания проверки или дозарядки герметичность зарядного штуцера проверяется с помощью мыльного раствора, навертывается гайка-колпачек на зарядный штуцер и контрится контрольной проволокой диаметром 0,6 мм. При низких температурах перед проведением проверки зарядный штуцер обогревают теплым воздухом.

Смазка шарнирных соединений шасси проводится смазкой ЦИАТИМ-201. Особое внимание обращают на смазку шарнирных соединений подкосов, шлиц-шарниров, тормозных тяг и рычагов, узлов подвески створок передней и основных опор шасси, тяг и цилиндров управления створками, цилиндров-подъемников, демпферов, цилиндров управления поворотом колес передней опоры, рычага передних колес, цапф траверс, осей вращения тележек основных опор, осей вращения крюков замков убранного положения опор шасси.

После замены агрегатов шасси и устранения дефектов, связанных с кинематикой уборки и выпуска шасси или после регулировочных работ, производится контрольная уборка и выпуск шасси на вывешенном самолете.

В осенне-зимний период в наземных условиях наружные поверхности ЛА покрываются льдом. Такое явление называется обледенением. Взлет на обледеневшем ЛА приводит к возникновению преждевременного и резкого срыва потока с крыла и снижению эффективности органов управления препятствующих нормальному полету. Затруднения при взлете вызывают даже при незначительном обледенении обшивки. К тому же возрастает взлетная масса. Например, если верхняя зона обшивки самолета Ту-154 покрыта льдом толщиной 1 мм, то взлетная масса увеличится на 500 кг.

В целях обеспечения безопасности полетов действующих в ГА запрещен вылет ЛА, с обшивки которого не удален иней, лед, снег.

Условия обледенения:

Обледенение не происходит, если обшивка имеет положительную t° или на ее поверхности выпадают капли воды с t ниже 0° . Не вызывает обледенения безводный воздух или сухие кристаллические осадки.

Оценка обледенения:

В осенне-зимний период необходимо знать период возможного обледенения ЛА. Период ограничен верхней и нижней границами. Верхняя указывает на начало обледенения и определяется t° атмосферного воздуха или относительной влажности не менее 95%. При t° ниже -18°C влажность существенно уменьшается из-за кристаллических переохлажденных капель. При t° -4°C и скорости ветра 5 м/с на поверхности обшивки откладывается лед толщиной 15 мм, не имея верхнего предела нарастания льда.

Способы защиты:

Для предотвращения ледообразования входит применение вещества (специальной жидкости) с t° замерзания ниже температуры воздуха при обледенении. Наиболее распространенная жидкость «Арктика». Так же используются чехлы для предотвращения обледенения планера и двигателя на стоянке.

Буксировка воздушного судна (ВС) — перемещение ВС по поверхности под действием усилия внешнего источника (обычно [специального тягача](#)). В большинстве случаев для буксировки используется [жёсткая сцепка](#) в виде [води́ла](#), присоединяемого к [носовой](#)

[стойке шасси ВС](#). Гибкая сцепка используется для вытягивания ВС из вязкого грунта и в иных случаях, когда усилия на носовой стойке шасси ВС могут превысить конструктивно ограниченные значения.

Все операции по буксировке производятся согласованно по команде старшего буксировочной бригады. Между членами бригады и водителем тягача поддерживается связь с помощью радиостанций или визуально.

Для буксировки к тягачу и к ВС присоединяется сцепное устройство — жёсткое (водило) или гибкое ([тросовое](#)). После этого убираются колодки из-под колёс ВС, колёса ВС растормаживаются и водитель тягача управляет перемещением ВС.

Во время буксировки члены буксировочной бригады располагаются: техник или механик на рабочем месте [КВС](#) (командира экипажа) «на тормозах» самолёта, если лётный состав в буксировке не участвует; старший — впереди слева, в пределах видимости находящегося на месте КВС члена экипажа или члена буксировочной бригады и, по возможности, в пределах видимости водителя тягача; остальные — вблизи крайних точек ВС (хвостовое оперение, законцовки крыльев) — для больших лайнеров требуется пять человек. Члены бригады следят за выдерживанием безопасных расстояний между элементами конструкции ВС и другими ВС, а также элементами [инфраструктуры аэропорта](#), с целью исключения повреждения воздушного судна. Они также присоединяют, отсоединяют буксировочное устройство и устанавливают и убирают колодки из-под колёс ВС. Каждый, заметивший опасность столкновения, обязан дать команду «Стоп!».

По окончании буксировки колёса ВС затормаживаются, под колёса устанавливаются колодки, тягач и водило отцепляются от ВС.

Иногда в процессе буксировки ВС осуществляется запуск двигателей. Это делается для сокращения времени подготовки к взлёту, в случае загруженности аэропорта.

9. Технологические процессы ремонта авиадвигателей: компрессоров, турбин, камер сгорания, сопла, реверса, топливно-регулирующей аппаратуры, приводных агрегатов силовой установки.

Корпусные толстостенные детали компрессоры и турбины:

Повреждения: трещины около отверстий в местах сварки.

Метод ремонта: замена, ремонт сваркой.

Повреждения: износ, мелкие забоины, царапины, коррозия.

Метод ремонта: слесарная обработка (зачистка).

Повреждения: не плотность поверхностей в соединениях.

Метод ремонта: слесарная обработка (притирка).

Ротор компрессора и турбины:

Повреждения: разрушение, трещины, деформация стали, разрушение дисков, перегрев, обгорание лопаток, не механическое повреждение.

Метод ремонта: замена вышедших из строя деталей.

Перегрев дисков – по замерам твердости принимают решение заменять или нет.

Камеры сгорания:

Повреждения: в процессе эксплуатации на стенках жаровых труб, сопел и элементах реверса возникает нагар, трещины, прогар и т.п., вызванный температурными напряжениями. Они увеличиваются с изменением режима работы двигателя.

Метод ремонта: чистка, слесарная обработка, сварка, а при необходимости рихтовка.

Авиадвигатели, как объект ремонта, значительно отличается от ремонта ЛА и А и РЭО. Конструктивные решения, применяемые материалы условия производства и ремонта и т.п. При ремонте АД находят широкое применение новые технологические процессы, которые при ремонте ЛА либо вообще не применяются, либо применяются ограниченно. К таким процессам можно отнести плазменное напыление и наплавку и т.д. Многие работы по ремонту АД схожи с ремонтом ЛА, выполняются на одном и том же оборудовании, одними и теми же рабочими. Так что структура технологического процесса ремонта АД мало, чем отличается от ремонта ЛА. Весь процесс так же разбит на стадии, этапы, операции и фазы. Объектом ремонта является деталь, узел, агрегат или целый АД. Однако, некоторые этапы для таких объектов ремонта, как деталь, отсутствуют, например, этапы приемки, разборки и сборки.

11. Летная годность ВС. Принципы и правила поддержания летной годности и их характеристика.

Летная годность- это комплексная характеристика воздушного судна, определяемая реализованными в его конструкции принципами и решениями, позволяющая совершать безопасные полеты в ожидаемых условиях и при установленных методах эксплуатации.

Летная годность обеспечивается на этапах создания ВС в соответствии с действующими авиационными правилами(нормами летной годности) затем в течении всего периода эксплуатации ВС его летная годность должна сохраняться (поддерживаться) путем соблюдения установленных правил летной эксплуатации, ТОиР.

Под сохранением летной годности понимаются все мероприятия, которые гарантируют, что в любой момент всего срока службы ВС соответствуют действующим требованиям летной годности(сертификационного базиса) и их состояние обеспечивает безопасную эксплуатацию.

Требования:

*требования, регламентирующие порядок проектирования, простойки и приемки самолетов, моторов и оборудования

*перечень технических требований, предписаний и нормативов к конструкции самолетов, двигателей, приборов и оборудования

*требования к системе ТЭ с разработкой всех необходимых форм регламентирующей документации по обслуживанию самолетов

В нормах летной годности , как правило, содержатся требования и рекомендации, которые влияют на безопасность полета, выполнение которых является обязательным на всех этапах разработки и эксплуатации ВС

При разработке общих требований к летной годности использован вероятный подход к оценке уровня безопасности полетов, при котором регламентирована вероятность возникновения особых ситуации при отказах функциональных систем ВС

Существо этих требований сводится к тому, что более опасных ситуации должны быть отнесены к особым менее вероятным, чем менее опасным ситуации.

Проблема сохранения летной годности ВС является одной из актуальных в сфере ТЭ АТ. Ее особая актуальность в современных условиях работы отрасли обуславливается рядом важных обстоятельств.

Вопросы 5 раздела.

1. Коэффициент подъемной силы и влияние на него угла атаки, геометрических параметров крыла и эксплуатационных факторов.

Силы, действующие на самолет. В полете на самолет действуют (рис. 1) сила тяги двигателя P , полная аэродинамическая сила R , сила веса G . Сила тяги P обычно направлена по продольной оси самолета вперед.

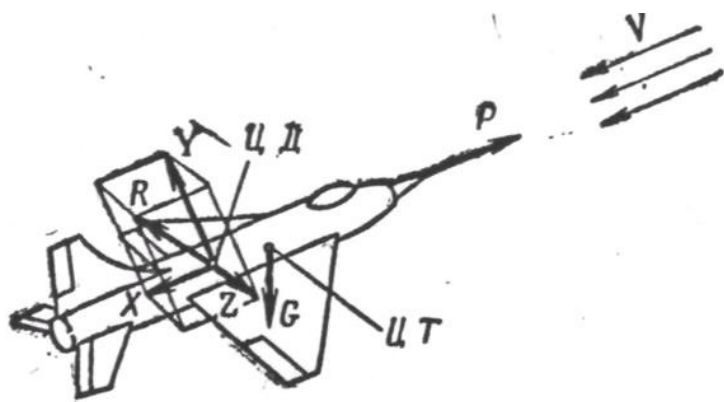


Рис. 1. Силы, действующие на самолет в полете

Сила веса приложена в центре тяжести и направлена по Вертикали к центру Земли. Полная аэродинамическая сила R является равнодействующей сил взаимодействия между воздушной средой и поверхностью самолета. Она разлагается на три составляющие силы X, Y, Z . Сила Y направлена перпендикулярно набегающему потоку и называется подъемной силой. Сила лобового сопротивления X направлена параллельно набегающему потоку в сторону, противоположную движению самолета. Боковая аэродинамическая сила Z направлена перпендикулярно плоскости, содержащей составляющие силы X и Y .

Сила R и ее составляющие Y , X , Z приложены в центре давления. Положение центра давления в полете изменяется и не совпадает с центром тяжести. В зависимости от расположения двигателей на самолете сила тяги P также может не проходить через центр тяжести.

Движение самолета в воздушной среде обычно рассматривается как движение твердого тела, масса которого сосредоточена в его центре тяжести.

Профиль к линиям течения находится под **углом атаки α** – это угол между хордой профиля и невозмущенными линиями течения Рис. 2. Там, где линии течения сближаются, скорость потока возрастает, а абсолютное давление падает. И наоборот, где они становятся реже, скорость течения уменьшается, а давление возрастает.

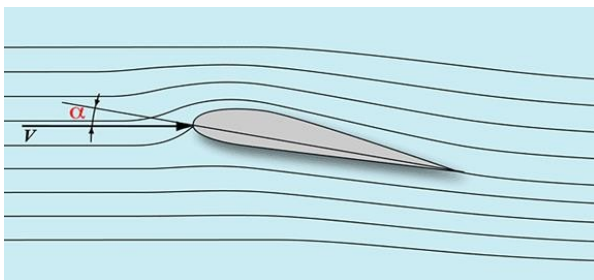


Рис. 2. Профиль крыла в потоке воздуха

В разных точках профиля воздух давит на крыло с разной силой. Разницу между местным давлением у поверхности профиля и давлением воздуха в невозмущенном потоке можно представить в виде стрелочек, перпендикулярных контуру профиля, так что направление и длина стрелочек пропорциональна этой разнице. Тогда картина распределения давления по профилю будет выглядеть как показано на рисунке 3.

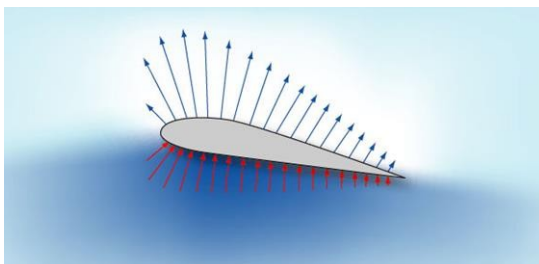


Рис. 3. Картина распределения давления по профилю.

На нижней образующей профиля имеется избыточное давление – подпор воздуха. На верхней же, - наоборот, разрежение. Причем оно больше там, где выше скорость обтекания. Величина разрежения на верхней поверхности в несколько раз превышает подпор на нижней.

Из картины распределения давления видно, что львиная доля подъемной силы образуется не из-за подпора на нижней образующей профиля, а из-за разрежения на верхней. Векторная сумма всех поверхностных сил создает полную аэродинамическую силу R , с которой воздух действует на движущееся крыло Рис. 4:

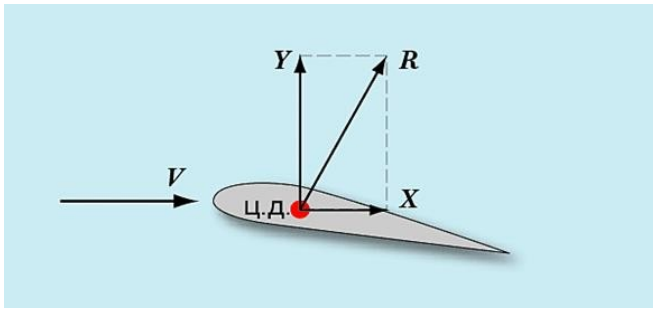


Рис. 4. Подъемная сила крыла и сила его лобового сопротивления.

Разложив эту силу на вертикальную **Y** и горизонтальную **X** компоненты, мы получим **подъемную силу крыла** и **силу его лобового сопротивления**. Распределение давления по верху профиля, имеет большой перепад давления с задней половины профиля на переднюю, то есть перепад направлен навстречу потоку обтекания. Начиная с некоторого угла атаки, этот перепад становится причиной возникновения обратного тока воздуха вдоль второй половины верхней образующей профиля Рис. 5:

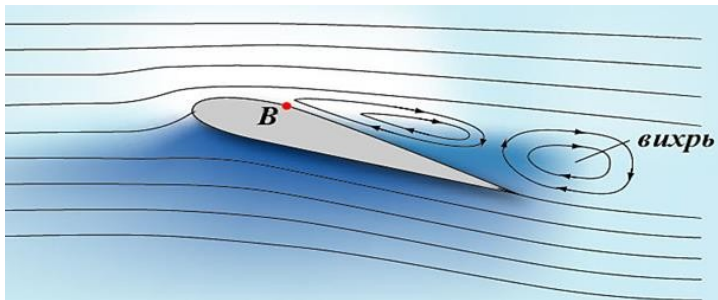


Рис. 5. Возникновение вихревое обтекания с линиями обратного тока.

В точке В происходит отрыв пограничного слоя от поверхности крыла. За точкой отрыва возникает вихревое обтекание с линиями обратного тока. Происходит срыв потока.

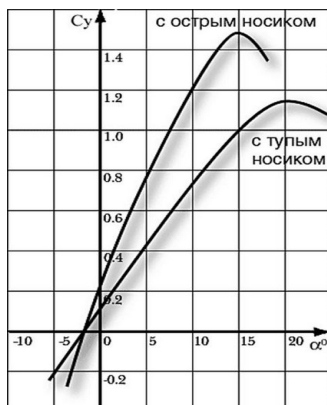


Рис. 6. Коэффициент подъемной силы крыла с носиком разной кривизны.

Подъемную силу и силу лобового сопротивления принято рассчитывать через коэффициент подъемной силы C_y и коэффициент силы лобового сопротивления:

$$C_y = \frac{Y}{\frac{\rho^2 V^2}{2} S} \quad \text{и} \quad C_x = \frac{Q}{\frac{\rho^2 V^2}{2} S}$$

Графическая зависимость коэффициента подъемной силы C_y и коэффициента силы лобового сопротивления C_x от угла атаки показана на рис. 7.

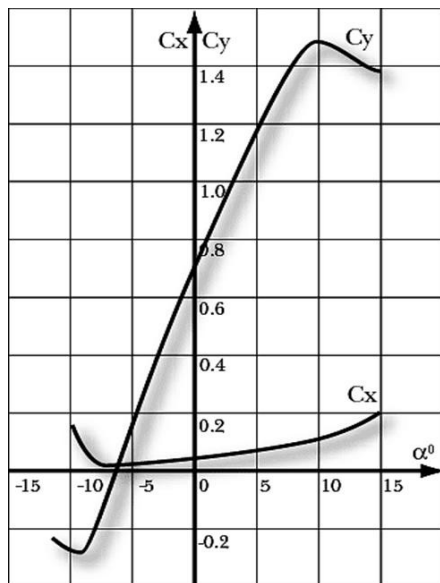


Рис. 7. Коэффициент подъемной силы и коэффициент лобового сопротивления крыла.

Аэродинамическим качеством профиля называется отношение подъемной силы к лобовому сопротивлению. Сам термин качество происходит из функции крыла – оно призвано создавать подъемную силу, а то, что при этом появляется побочный эффект – лобовое сопротивление, явление вредное. Поэтому логично отношение пользы к вреду назвать качеством. Можно построить зависимость C_y от C_x на графике Рис. 8. Зависимость C_y от C_x в прямоугольных координатах называется **полярной профилем**. Длина отрезка между началом координат и любой точкой на поляре пропорциональна полной аэродинамической силе R , действующей на крыло, а тангенс угла наклона этого отрезка к горизонтальной оси равен аэродинамическому качеству K . Поляра позволяет очень просто оценивать изменение аэродинамического качества профиля крыла. Для удобства, на кривую принято наносить реперные точки, отмечающие соответствующий угол атаки крыла. По полярке легко оценить профильное сопротивление, максимально достижимое аэродинамическое качество профиля и его другие, важные параметры. Поляра зависит от числа Re . Свойства профиля удобно оценивать по семейству поляр, построенных в одной сетке координат для различных чисел Re . Поляры конкретных профилей получают двумя способами: - продувками в аэродинамической трубе; - теоретическими расчетами.

3. Аэродинамическое качество.

С точки зрения аэродинамики наиболее выгодным будет такое крыло, которое обладает способностью создавать возможно большую подъемную силу при возможно меньшем лобовом сопротивлении. Для оценки аэродинамического совершенства крыла вводится понятие аэродинамического качества крыла.

Аэродинамическим качеством крыла называется отношение подъемной силы к силе лобового сопротивления крыла на данном угле атаки

$$K = \frac{Y}{Q}, \quad (2.17)$$

где Y - подъемная сила, кг;

Q - сила лобового сопротивления, кг. Подставив в формулу значения Y и Q , получим

$$K = \frac{C_y}{C_x}. \quad (2.18)$$

Чем больше аэродинамическое качество крыла, тем оно совершеннее. Величина качества для современных самолетов может достигать **14-15**, а для планеров **45-50**. Это означает, что крыло самолета может создавать подъемную силу, превышающую лобовое сопротивление в **14-15 раз**, а у планеров даже в **50 раз**.

Аэродинамическое качество характеризуется углом θ (см. Рис. 13).

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{Q}{Y}.$$

или

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{1}{K}. \quad (2.19)$$

Угол θ между векторами подъемной и полной аэродинамической сил называется углом качества. Чем больше аэродинамическое качество, тем меньше угол качества, и наоборот.

Аэродинамическое качество крыла, как видно из формулы (2.18), зависит от тех же факторов, что и коэффициенты C_y и C_x , т. е. от угла атаки, формы профиля, формы крыла в плане, числа M полета и от обработки поверхности.

ВЛИЯНИЕ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО УГЛА АТАКИ.

По известным значениям аэродинамических коэффициентов C_y и C_x для различных углов атаки строят график $K = f(\alpha)$ (Рис. 23).

Из графика видно, что с увеличением угла атаки до определенной величины аэродинамическое качество возрастает. При некотором угле атаки качество достигает максимальной величины K_{\max} . Этот угол **называется наивыгоднейшим углом атаки**, $\alpha_{\text{наив}}$.

На угле атаки нулевой подъемной силы α_0 , где $C_y=0$ аэродинамическое качество будет равно нулю.

Влияние на аэродинамическое качество формы профиля связано с относительными толщиной и кривизной профиля. При этом большое влияние оказывают форма обводов профиля, форма носка и положение максимальной толщины профиля вдоль хорды (Рис. 24).

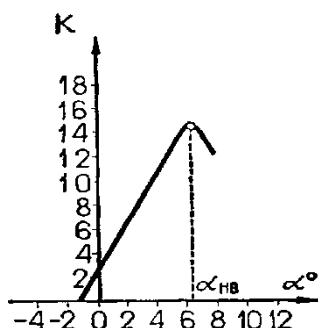


Рис. 23 График зависимости аэродинамического качества от угла атаки

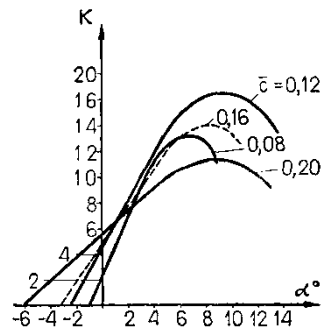


Рис. 24 Зависимость аэродинамического качества от угла атаки и толщины профиля

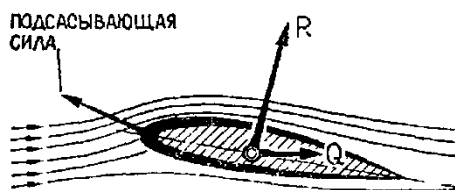


Рис. 25. Образование подсосывающей силы

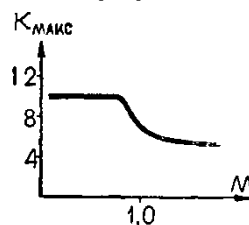


Рис. 26 Изменение аэродинамического качества крыла в зависимости от числа M

При обтекании профилей с закругленными и утолщенными носками на носке профиля образуется подсосывающая сила, которая может значительно уменьшить лобовое сопротивление. Наибольшей величины она достигает на углах атаки, близких к $\alpha_{наив}$, когда подсосывающая сила может превышать силу трения (Рис. 25).

Для получения больших значений K_{\max} выбираются оптимальные толщина и кривизна профиля, формы обводов и удлинение крыла.

Форма крыла в плане также оказывает влияние на аэродинамическое качество крыла. Для получения наибольших значений качества наилучшей формой крыла является эллипсовидная с закругленной передней кромкой. Такое крыло имеет наименьшее индуктивное сопротивление. Увеличение удлинения крыла уменьшает его индуктивное

сопротивление (вспомним $C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi\lambda}$) следовательно, увеличивает аэродинамическое качество.

При увеличении числа M полета до появления волнового кризиса качество будет незначительно возрастать (для данного угла атаки), так как проявление сжимаемости воздуха увеличивает C_y . С наступлением волнового кризиса качество резко уменьшается, потому что коэффициент подъемной силы уменьшается, а C_x увеличивается (Рис. 26).

Состояние поверхности крыла (шероховатость, волнистость, отступление от заданной формы) влияет на величину профильного сопротивления. Поэтому, улучшая состояние поверхности

крыла (или поддерживая ее в хорошем состоянии), можно добиться повышения аэродинамического качества самолета.

Вопросы 6 раздела.

1. Безопасность полетов как важнейшая эксплуатационно-техническая характеристика, определяющая готовность к выполнению полетов. Актуальность проблемы обеспечения БП. Состояние БП в ГА РФ и в мире. Современное определение БП в Приложении 19 к Конвенции о международной ГА как состояние приемлемого риска. Определение риска для безопасности полетов.

Безопасность полётов — это состояние авиационной системы или организации, при котором риски, связанные с авиационной деятельностью, относящейся к [эксплуатации воздушных судов](#) или непосредственно обеспечивающей такую эксплуатацию, снижены до приемлемого уровня и контролируются^[1].

Это понятие не следует путать с [авиационной безопасностью](#). В зависимости от контекста понятие безопасности полётов может иметь различные интерпретации, например^[2]:

- отсутствие [авиационных происшествий](#);
- отсутствие или приемлемые уровни [рисков](#), то есть [вероятности](#) негативных последствий тех факторов, которые могут привести к ущербу;
- отношение работников к небезопасным действиям и условиям, то есть [корпоративная культура](#) безопасности с сопутствующими процессами выявления источников опасности и управления рисками с целью предупреждения [авиационных происшествий](#) (человеческих жертв, ущерба имуществу и [окружающей среде](#)).

Ни один вид человеческой деятельности и ни одна искусственная система не свободны от рисков. Безопасность относительное понятие, предполагающее наличие рисков и в "безопасной" системе при их приемлемом уровне. Соответственно, безопасность рассматривается как результат управления факторами риска — состояние, при котором риски причинения вреда лицам или имуществу снижены до приемлемого уровня и поддерживаются на этом, либо более низком уровне, путём систематического выявления источников опасности и контроля факторов риска^[2].

Одной из задач в управлении безопасностью полётов является популяризация и распространение информации о безопасности полётов^[2].

Приложение 19 из Конвенции. **Безопасность полетов.** Состояние, при котором риски, связанные с авиационной деятельностью, относящейся к эксплуатации воздушных судов или непосредственно обеспечивающей такую эксплуатацию, снижены до приемлемого уровня и контролируются.

Поскольку риски в отношении безопасности полетов это ни что иное, как **вероятность и степень опасности определенного потенциального авиационного события, способного снизить уровень безопасности полетов (УБП)** авиакомпании, то цель любой программы безопасности

полетов состоит в том, чтобы идентифицировать, устранить и контролировать риски, а также связанные с ними опасности.

3. Особые ситуации в полете как результат воздействия факторов опасности или их сочетаний. Типы особых ситуаций, два типа существующих ограничений на параметры движения ВС (эксплуатационные и предельные) и их связь с особыми ситуациями. Нормирование вероятностей особых ситуаций по нормам летной годности самолетов транспортной категории(АП-25).

Особая ситуация (эффект) — ситуация, возникающая в полете в результате воздействия неблагоприятных (опасных) факторов или их сочетаний и приводящая к снижению безопасности полета.

Особые ситуации по степени их опасности подразделяются на:

Катастрофическая ситуация (катастрофический эффект) — особая ситуация,

для которой принимается, что при ее возникновении предотвращение гибели людей оказывается практически невозможным.

Аварийная ситуация (аварийный эффект) — особая ситуация, характеризующаяся:

- значительным ухудшением характеристик и(или) достижением (превышением) предельных ограничений; или

- физическим утомлением или такой рабочей нагрузкой на экипаж,

что уже нельзя полагаться на то, что он выполнит свои задачи точно или полностью.

Сложная ситуация (существенный эффект) — особая ситуация, характеризующаяся:

- заметным ухудшением характеристик и(или) выходом одного или нескольких параметров за эксплуатационные ограничения, но без достижения предельных ограничений; или

- уменьшением способности экипажа справиться с неблагоприятными условиями

(возникшей ситуацией) как из-за увеличения рабочей нагрузки, так и из-за условий,

понижающих эффективность действий экипажа.

Усложнение условий полета (незначительный эффект) — особая ситуация,

характеризующаяся:

- незначительным ухудшением характеристик; или

- незначительным увеличением рабочей нагрузки на экипаж (например, изменением плана полета).

Таблица 5.1

Характеристики ОС Виды ОС	Ухудшение устойчивости и управляемости ВС	Рост психофизиологической напряженности экипажа	Величина отклонения от заданных значений	Вероятность появления ОС
УУП	Незначительное	Незначительный	$\text{ЭО} > \delta \geq \text{НО}_{\text{max}}$	10^{-3}
СС	Заметное	Заметный	$\text{ПО} > \delta \geq \text{ЭО}$	10^{-5}
АС	Значительное	Значительный	$\delta \geq \text{ПО}$	10^{-6}
КС	Гибель людей предотвратить практически невозможно			10^{-7}

3.3. Эксплуатация с отказными состояниями.

Самолет должен быть спроектирован и построен таким образом, чтобы в ожидаемых условиях эксплуатации при действиях экипажа в соответствии с ЛР:

3.3.1. Каждое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к возникновению катастрофической ситуации (катастрофического эффекта), оценивалось как практически невероятное и не возникало вследствие единичного отказа одного из элементов системы.

3.3.2. Каждое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к аварийной ситуации (аварийному эффекту), должно оцениваться как событие не более частое, чем крайне маловероятное. При этом рекомендуется, чтобы суммарная вероятность возникновения аварийной ситуации (аварийного эффекта), вызванной отказными состояниями (функциональными отказами, видами отказов систем), для самолета в целом не превышала 10^{-6} на час полета.

3.3.3. Каждое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к сложной ситуации, должно оцениваться как событие не более частое, чем маловероятное. При этом рекомендуется, чтобы суммарная вероятность возникновения сложной ситуации (существенного эффекта), вызванной отказными состояниями (функциональными отказами, видами отказов систем), для самолета в целом не превышала 10^{-4} на час полета.

3.3.3.1. Все осложнения условий полета и отказные состояния (функциональные отказы, виды отказов систем), приводящие к их возникновению, подлежат анализу с целью отработки соответствующих рекомендаций по действиям экипажа в полете.

Примечание. Желательно, чтобы любое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к усложнению условий полета (незначительному эффекту), не могло быть отнесено к частым событиям.

3.3.4. [Зарезервирован].

3.3.5. При анализе особой ситуации (эффекта), вызванной отказным состоянием (функциональным отказом, видом отказа системы), необходимо учитывать факторы, которые могут усугубить последствия (степень опасности) начального отказного состояния (функционального отказа, вида отказа системы), включая связанные с отказом условия на самолете, которые могут влиять на способность экипажа справиться с прямыми последствиями (например, наличие дыма, перегрузка, прерывание связи, изменение давления в кабине и т.п.).

3.3.6. Действия экипажа. При анализе последствий определенного отказного состояния (функционального отказа, вида отказа системы), включая необходимые действия экипажа, должны учитываться вероятность отказа (отказов), наличие и характер сигнализации (информации) об отказе, а также сложность действий экипажа.

3.4. Операции с отказными состояниями и внешние воздействия (явления). При анализе последствий отказных состояний (функциональных отказов, видов отказов систем) оценка должна учитывать критичные (определяющие) внешние воздействия (явления) и их вероятность. Эксплуатационные ограничения должны устанавливаться с учетом вероятности внешних воздействий (явлений) и отказных состояний (функциональных отказов, видов отказов систем),

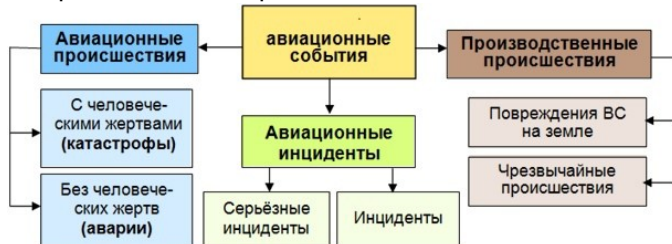
характеристик самолета, точности пилотирования, а также погрешностей бортовых систем и оборудования.

5. Классификация авиационных событий, определения типов событий в соответствии с ПРАПИ-98. Первоначальные действия на месте авиационного происшествия. Расследование авиационных происшествий и инцидентов: цель, органы, проводящие расследование, сроки, состав комиссии, этапы расследования.

Классификация авиационных событий (ПРАПИ-98)

Авиационные события подразделяются на:

- ◆ авиационные происшествия;
- ◆ авиационные инциденты (серьезные авиационные инциденты);
- ◆ производственные происшествия.
- Авиационные происшествия, в зависимости от их последствий, подразделяются на:
 - ◆ авиационные происшествия с человеческими жертвами (катастрофы);
 - ◆ авиационные происшествия без человеческих жертв (аварии).
- Авиационные инциденты подразделяются на:
 - ◆ инциденты;
 - ◆ серьезные авиационные инциденты;
- Производственные происшествия подразделяются на:
 - ◆ повреждения воздушного судна;
 - ◆ чрезвычайные происшествия.



С момента авиационного происшествия ответственность за проведение первоначальных действий на месте авиационного происшествия возлагается на руководителя организации ГА и руководителя РУ ФАС России, в районе и на территории ответственности которых произошло авиационное происшествие, а до их прибытия - на командира воздушного судна.

В каждой организации ГА должна быть разработана специальная инструкция, определяющая, с учетом настоящих Правил, порядок действий, обязанности и ответственность конкретных должностных лиц при авиационном происшествии, согласованная с соответствующим РУ ФАС России.

С момента прибытия комиссии на место события ответственность за все действия по расследованию возлагается на председателя комиссии.

2.3.2. Члены экипажа потерпевшего бедствие воздушного судна, иные граждане, а также юридические лица, органы исполнительной власти субъектов Российской Федерации, органы местного самоуправления до прибытия комиссии по расследованию авиационного происшествия должны принять все возможные меры по обеспечению сохранности потерпевшего бедствие воздушного судна, его составных частей и обломков, бортовых и наземных средств объективного контроля, предметов, находящихся на борту этого воздушного судна либо вовлеченных в авиационное происшествие извне.

2.3.3. Руководитель РУ ФАС России, организации ГА места события по получении сообщения о случившемся во взаимодействии с МЧС России и соответствующими органами исполнительной власти субъекта Российской Федерации или органами местного самоуправления:

- организует в установленном порядке проведение поисковых и аварийно-спасательных работ, при необходимости с привлечением взаимодействующих ведомств;

- прибывает на место происшествия с целью определения необходимости принятия дополнительных мер по спасению пассажиров и членов экипажа, тушению пожара (или его предупреждению), сохранению доказательственных материалов;
- организует совместно с органами МВД России, а при необходимости и дислоцированными в данном районе войсковыми частями охрану места происшествия, обеспечивает неприкосновенность воздушного судна и его содержимого или разрушенных частей (за исключением случаев, когда необходимо извлечь из-под обломков пострадавших) и принимает меры по исключению доступа к месту авиационного происшествия посторонних лиц;
- дает при необходимости указание об эвакуации останков погибших после фотографирования и составления схемы их расположения относительно основных частей воздушного судна. При этом следует по возможности избегать разборки и повреждения обломков воздушного судна;
- организует проведение медицинского контроля состояния здоровья членов экипажа и при необходимости диспетчеров службы движения и других лиц авиационного персонала в объеме, предусмотренном специальными документами;
- получает объяснительные записки от членов экипажа и должностных лиц, ответственных за подготовку и обеспечение полета;
- принимает необходимые меры по сохранению бортовой документации и бортовых самописцев, оказавшихся на месте происшествия. Если бортовые самописцы находятся в агрессивных жидкостях или в очаге пожара, их необходимо немедленно изъять оттуда и, приняв меры к сохранению информации, составить акт об изъятии и внешнем состоянии. В других случаях изъятие самописцев запрещается. Изъятие бортовых самописцев должно производиться, как правило, совместно с представителями правоохранительных органов;
- организует в случае необходимости поиск обломков воздушного судна на прилегающей к месту происшествия местности и обеспечивает их сохранность на месте обнаружения;
- обеспечивает выявление свидетелей авиационного происшествия, а также лиц, осуществляющих аварийно-спасательные работы, составление их списков для представления комиссии по расследованию и правоохранительным органам;
- организует изъятие и обеспечивает сохранность летной, технической и диспетчерской документации;
- организует документальное фиксирование (путем фотографирования, видеозаписи или составления схем) признаков, которые могут быть уничтожены при воздействии внешней среды (отложения льда, копоти на поверхности воздушного судна, характерных следов от движения воздушного судна по земле, ВПП и т.п.);
- составляет предварительные кроки места авиационного происшествия;
- организует внеочередное контрольное наблюдение за погодой, а если авиационное происшествие произошло вне аэродрома, обеспечивает сбор метеоданных с ближайших АМСГ (АМЦ) и метеостанций;
- координирует при необходимости проведение радиологического, химического и бактериологического контроля места авиационного происшествия;
- дает указание о прекращении заправки и опечатывании емкостей (топливозаправщиков), из которых осуществлялась заправка воздушного судна, потерпевшего авиационное происшествие;
- обеспечивает сохранность спецоборудования, имевшего гриф секретности, и полетной документации, находившихся на борту воздушного судна;
- организует изъятие и опечатывание записей (магнитных лент) диспетчерских магнитофонов, фотопленок фоторегистраторов с индикаторов посадочного радиолокатора, графиков движения воздушных судов, аппаратного журнала радиообмена и учета времени работы радиотехнических средств; летных книжек, летных дел и медицинских книжек всех членов экипажа; формуляров воздушного судна, двигателей и агрегатов, дефектных ведомостей и карт-нарядов на техническое обслуживание; инструментов и контрольной аппаратуры, которая использовалась при подготовке воздушного судна к полету или при устранении неисправностей перед вылетом; документов, характеризующих состояние летного поля, количество и качество заправленных ГСМ; метеодокументов, характеризующих метеоусловия в районе места события, аэродрома и по маршруту полета;
- фиксирует бортовые номера воздушных судов, выполнявших полеты в районе места

авиационного происшествия в период времени, близкий к моменту происшествия, и принимает меры по сохранению информации бортовых самописцев контроля этих воздушных судов для последующего использования в процессе расследования;

- перемещает при необходимости по согласованию с правоохранительными органами поврежденное воздушное судно. Перемещение его до прибытия комиссии по расследованию допускается только в случае, если воздушное судно упало на железнодорожную, шоссейную, водную магистраль или на аэродром и препятствует движению транспорта или полетам. При перемещении принимаются меры по сохранению воздушного судна (его обломков) в том состоянии, в котором оно находилось на месте происшествия. В этих случаях состояние и расположение воздушного судна или его обломков до перемещения фиксируется способом ориентирующей и детальной фотосъемки или видеозаписи с нескольких положений с земли, а при необходимости и с воздуха, составляется акт осмотра места происшествия, в котором отражается положение и общее состояние воздушного судна или его обломков, угол столкновения с землей (с наземными препятствиями), в кабине экипажа фотографируются или фиксируются с помощью видеозаписи показания приборов, положение переключателей, выключателей, рукояток управления, составляется акт осмотра кабины;

- принимает меры по отстранению при необходимости от выполнения своих обязанностей экипажа воздушного судна, персонала наземных служб, непосредственно осуществлявших подготовку воздушного судна к полету, обеспечение полета и управление воздушным движением;

Примечание. Указанные лица допускаются к выполнению своих обязанностей решением соответствующего руководителя по согласованию с председателем комиссии.

- информирует службы аэродрома последнего вылета воздушного судна, органы ОВД по маршруту его полета, владельца (эксплуатанта) воздушного судна о факте авиационного происшествия с целью обеспечения сохранности информации и соответствующих документов по подготовке, выполнению и обеспечению полета воздушного судна перед авиационным происшествием;

- формирует совместно с органами исполнительной власти субъекта Российской Федерации группу содействия и оказания помощи пострадавшим и их родственникам и группу обеспечения работы комиссии по расследованию авиационного происшествия.

Все материалы, полученные в результате первоначальных действий должностных лиц, при авиационном происшествии должны передаваться в комиссию по расследованию авиационного происшествия.

Авиационное происшествие и создание комиссии.

-основная цель комиссии – установление фактов, условий и обстоятельств, относящихся к происшествию, изучение и анализ которых позволит установить их причину(ы), а также разработать предложение по предупреждению происшествий по этим причинам в будущем.

1) инженерно-техническая комиссия

-по составлению схемы места происшествия.

-по исследованию истории эксплуатации ТОиР АТ.

-по планеру и системам.

-по силовым установкам

-по АиРЭО.

-по противопожарной защите ВС.

Основная задача - исследования АТ , характера ее эксплуатации, качества ТО. Решение задач осуществляется рабочими группами.

2)летная подкомиссия

-летная группа

-расчетная группа

- авиационной медицины

-УВД, Светотехнического, аэродромного, радиотехнического обеспечения.

ЗАДАЧИ:

- 1) Установление зависимости АП от уровня профессиональной подготовки экипажа, количества организаций, обеспечения полета и воздушного движения с учетом влияния на ВС внешних и личностных факторов.
- 2) Оценка действий экипажа
- 3) Подготовка моделей системы АП.
- 4) Влияние недостатков в организации летной работы УВД и обеспечения полетов, а также несвершенство в НТД(тех документация)

По результатам работы составляется отчет в котором на основании обобщения и анализов материалов дает оценку достоверности и достаточности собранного материала, делает выводы о правильности действий экипажа и спец.служб обеспечения полета.

Основная цель расследования АП – установление фактов, условий и обстоятельств, относящихся к происшествию, изучение и анализ которых позволит с достаточной точностью установить их причины, а также разработать предложения по предупреждению в будущем.

Расследование АП включает в себя: предварительные работы, поисково – спасательные работы, организация комиссии, расследование АП и заключительные работы.

Основные задачи – исследование состояния ВС до и после АП, изучение характера эксплуатации, качества ТОиР, выявление недостатков конструкции, технологии изготовления.

6. Структура и иерархия нормативных документов ИКАО. Стандарты и рекомендуемая практика ИКАО, рекомендации технических руководств. Обязанности государств по внедрению положений различных документов ИКАО. Воздушное законодательство РФ. Полномочные органы в области ГА РФ, их структура и основные функции. Организация и

6. Структура, статус и общее описание документов ИКАО	
6.1. КЛАССИФИКАЦИЯ ДОКУМЕНТОВ ИКАО В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ИХ СОДЕРЖАНИЯ	
•ОБЩИЕ	Устанавливающие общие принципы и правила деятельности международной гражданской авиации
•АДМИНИСТРАТИВНЫЕ	По упрощению формальностей в аэропортах и др.
•ОРГАНИЗАЦИОННЫЕ	Определяющие порядок выдачи тех или иных документов, прохождения медицинского освидетельствования, организации полетов, поиска и спасания воздушных судов, расследования авиационных происшествий и пр.
•АЭРОНАВИГАЦИОННЫЕ	Определяющие методы производства полетов и управления воздушным движением
•ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ	Определяющие порядок использования воздушного судна и его оборудования, требования к строительству и эксплуатации аэропортов и пр.

проведение контроля и надзора в ГА РФ.

Описание таблицы

относительно
онных карт,
измерения

параметры
полос,

необходимых
в на

ОБЩАЯ СТРУКТУРА И СТАТУС ДОКУМЕНТОВ ИКАО

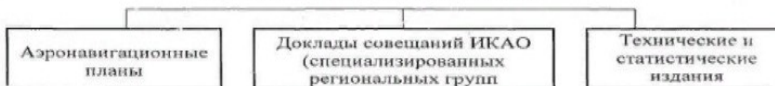
I. НОРМАТИВНО – «РЕКОМЕНДАТЕЛЬНЫЕ» ДОКУМЕНТЫ *



II. ИНСТРУКТИВНО-МЕТОДИЧЕСКИЕ ДОКУМЕНТЫ



III. ТЕХНИЧЕСКИЕ ДОКУМЕНТЫ



* Реализуются каждым государством в рамках национального законодательства и в нормативных правовых актах.
Примечание:
В структуре не представлены официальные документы руководящих органов ИКАО:
- Ассамблеи (резолюции и рекомендации, доклады и протоколы различных сессий, комитетов и комиссий);
- Совета Ассамблей (доклады, доклады о работе комитетов Совета и публикации Совета)

Воздушное законодательство Российской Федерации состоит из **Воздушного** кодекса, федеральных **законов**, указов Президента **Российской Федерации**, постановлений Правительства **Российской Федерации**, федеральных правил использования **воздушного** пространства, федеральных **авиационных** правил, а также принимаемых в соответствии с ними иных нормативных правовых актов **Российской Федерации**.

Под уполномоченными органами понимаются федеральные органы исполнительной власти, а также органы, которым федеральным законом, указом Президента Российской Федерации или постановлением Правительства Российской Федерации предоставлены полномочия федерального органа исполнительной власти в соответствующей области деятельности и на которые возложена ответственность этого органа.

Говоря об уполномоченных органах, прежде всего, необходимо различать сферу деятельности, где соответствующий уполномоченный орган вправе осуществлять властно-распорядительные функции в соответствии с его компетенцией. Понятие уполномоченного органа является собирательным и включает в себя ряд уполномоченных органов государственной власти, в компетенцию которых входит выполнять определенные публичные функции в соответствующей сфере авиации.

Так, Государственное регулирование деятельности в области гражданской авиации осуществляется уполномоченным органом в области гражданской авиации, в пределах, установленных этим органом, его структурными подразделениями и территориальными органами (ст.24 ВК РФ).

Государственное регулирование деятельности в области государственной авиации осуществляется уполномоченным органом в области обороны, а организация деятельности в области государственной авиации и оперативное управление этой деятельностью осуществляются соответствующими уполномоченными органами, имеющими подразделения государственной авиации (ст.25 ВК РФ).

Государственное регулирование деятельности в области экспериментальной авиации осуществляется уполномоченным органом в области оборонной промышленности (ст.26 ВК РФ).

Под уполномоченным органом законодатель понимает, во-первых, федеральный орган исполнительной власти и, во-вторых, органы, которым полномочия федерального органа исполнительной власти предоставлены федеральным законом, указом Президента России или постановлением Правительства России. Таким образом, ВК РФ не раскрывает понятие уполномоченного органа, а лишь указывает на орган государственной власти (исполнительной власти) федерального уровня или иной орган, обладающий соответствующей компетенцией.

9. Определение понятия «летная годность»(ВК РФ). Нормы летной годности(АП 25), методы поддержания летной годности. Виды технического обслуживания ВС в ГА РФ.

СТ 35 ВЗК РФ 1. Летная годность гражданского воздушного судна, авиационного двигателя, воздушного винта - состояние гражданского воздушного судна, авиационного двигателя, воздушного винта, при котором они соответствуют типовой конструкции и способны обеспечивать их безопасную эксплуатацию. 2. Требования к летной годности гражданских воздушных судов, авиационных двигателей, воздушных винтов и требования в области охраны окружающей среды от воздействия деятельности в области авиации (далее - требования к летной годности и к охране окружающей среды) определяются федеральными авиационными правилами и обязательны для соблюдения федеральными органами исполнительной власти, органами исполнительной власти субъектов Российской Федерации, а также юридическими лицами и физическими лицами, участвующими в разработке, испытаниях, серийном производстве, приемке и эксплуатации гражданских воздушных судов, авиационных двигателей, воздушных винтов. Поддержание летной годности - совокупность процессов, обеспечивающих соответствие беспилотных авиационных систем и (или) их элементов, гражданских воздушных судов, авиационных двигателей, воздушных винтов требованиям к летной годности и к охране окружающей среды и поддержание беспилотных авиационных систем и (или) их элементов, гражданских воздушных судов, авиационных двигателей, воздушных винтов в состоянии, соответствующем требованиям эксплуатационной документации и воздушного законодательства Российской Федерации, на протяжении срока их службы.

Порядок поддержания летной годности устанавливается федеральными авиационными правилами в зависимости от максимальной взлетной массы гражданских воздушных судов и целей их использования (коммерческие воздушные перевозки, авиационные работы, полеты авиации общего назначения).

2. Управление поддержанием летной годности - комплекс мер по организации поддержания летной годности, определенных федеральными авиационными правилами и выполняемых организацией, осуществляющей управление поддержанием летной годности подлежащих обязательной сертификации беспилотных авиационных систем и (или) их элементов, гражданских воздушных судов, авиационных двигателей, воздушных винтов, за исключением легких, сверхлегких гражданских воздушных судов, не осуществляющих коммерческих воздушных перевозок и авиационных работ, в порядке, определенном федеральными авиационными правилами, указанными в настоящем пункте.

3. Требования к организациям, осуществляющим управление поддержанием летной годности подлежащих обязательной сертификации беспилотных авиационных систем и (или) их элементов, гражданских воздушных судов, авиационных двигателей, воздушных винтов, за исключением легких, сверхлегких гражданских воздушных судов, не осуществляющих коммерческих воздушных перевозок и авиационных работ, в том числе к персоналу таких организаций, устанавливаются федеральными авиационными правилами.

По принятой в гражданской авиации системе технической эксплуатации предусматриваются следующие виды ТО: оперативные, периодические, особые виды, к которым относятся сезонное, ТО при хранении, специальное.

ПЕРИОДИЧЕСКОЕ ТО. Оно выполняется в базовых аэропортах через определенное время налета или определенное число посадок. Для ВС с относительно малым налетом период выполнения таких работ определяется календарным временем.

Основное назначение периодического ТО - проведение углубленного контроля технического состояния, выявление и устранение развивающихся неисправностей систем, агрегатов, узлов и деталей ВС, проведения профилактических мероприятий по предотвращению возможностей возникновения неисправностей и отказов.

Число форм периодического ТО и периодичность их выполнения зависит от типа ВС, уровня развития авиационной техники и средств ее обслуживания, от применяемых методов и организации технического обслуживания. Так, для многих типов ВС установлены следующие формы периодического ТО:

- форма 1 – через каждые (300 30) час. налета;
- форма 2 – через каждые (900 30) час. налета;
- форма 3 – через каждые (1800 30) час. налета.

При этом отсчет часов ведется от базовых цифр, кратных 300, 900, 1800, независимо в какой момент поля допуска проводилось предыдущее обслуживание. Например, если предыдущее ТО проводилось при налете 875ч, то очередное следует выполнить через 1200 ± 30 часов, а не 1175 ± 30 часов.

Для ВС с календарной периодичностью выполнения ТО могут быть установлены следующие формы периодического ТО:

- 1К - через 3 месяца ± 15 суток;
- 2К - через 9 месяцев ± 30 суток;
- 3К - через 18 месяцев ± 30 суток.

Каждая форма периодического ТО подразделяется на следующие виды работ:

- предварительные (подготовка рабочих мест, открытие люков, подключение источников энергии и т.д.);
- смотровые (контрольные осмотры узлов, блоков, систем, составление ведомостей дефектов);
- стандартные (демонтаж агрегатов, контроль их состояния в лабораториях, выполнение регулировочных работ и текущего ремонта, монтаж агрегатов на борт, проверки работоспособности и регулировки бортовых систем);
- заключительные (закрытие лючков, отсеков, щитков, контроль наличия инструментов и приспособлений, оформление документации, передача ВС в цех оперативного ТО).

По принятой в гражданской авиации системе технической эксплуатации предусматриваются следующие виды ТО: оперативные, периодические, особые виды, к которым относятся сезонное, ТО при хранении, специальное.

СЕЗОННОЕ ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ. Условия эксплуатации ВС в определенной степени зависят от времени года. В связи с этим регламентируются некоторые особенности эксплуатации для осенне-зимнего и весенне-летнего сезонов. К эксплуатации в этих условиях должны быть подготовлены ВС, люди и средства технического обслуживания. Для подготовки техники к соответствующим сезонам эксплуатации 2 раза в год проводят сезонное ТО.

Перечень работ, которые должны быть выполнены при этом, определяются Регламентом ТО конкретного ВС и перечнем дополнительных работ, который определяется главным инженером АТБ. Во время сезонного ТО выполняются также различные профилактические работы (восстановление защитных покрытий; устранение коррозии, ремонт чехлов и заглушек и т.д.).

СПЕЦИАЛЬНОЕ ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ. Оно выполняется после каждого полета ВС в нестандартных условиях: турбулентная атмосфера, зона грозы, града, пылевой бури, а также после грубой посадки, выкатывания ВС за взлетно-посадочную полосу (ВПП) или приземление до ВПП, превышение допустимых перегрузок. В таких полетах могут появиться трещины в конструкции ВС, оплавления, пробой изоляции, повреждение авиадвигателей, электронного оборудования и т.п. Цель специального ТО - контроль состояния авиационной техники и устранение неисправностей, связанных с особыми условиями полета. Перечень работ для каждого из перечисленных условий полета определяется Регламентом ТО и специальными указаниями главного инженера АТБ.

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ ПРИ ХРАНЕНИИ. При необходимости ВС может быть поставлено на определенный срок хранения. С целью сохранения его в исправном состоянии периодически проводятся ТО, которое состоит из работ по подготовке к хранению, работ, выполняемых через каждые 10 или 30 дней хранения, работ по подготовке ВС к полету после хранения. Перечень работ определяется регламентом ТО.

В эксплуатационном предприятии (на техническом складе, в обменном фонде) постоянно хранится большое число приборов, блоков, агрегатов бортовой аппаратуры. Эти изделия должны систематически проходить техническое обслуживание в соответствии со специальными инструкциями по хранению.

Вопросы 7 раздела.

1. Силы, действующие на самолет в полете и при движении по ВПП.

В полете на самолёт действуют следующие силы: тяга двигателя, сила тяжести, подъемная сила и лобовое сопротивление. Последние две силы относятся к аэродинамическим. Разнообразные силы, действующие на самолет, делят:

- по характеру приложения на статические (неизменяющиеся в течение длительного периода времени) и динамические (быстро меняющиеся в процессе их действия на самолет);
- по характеру распределения на сосредоточенные (приложенные на небольшом участке конструкции, точно) и распределенные по длине, поверхности и объему конструкции;
-



Удобно все силы, действующие на самолет, объединить группы – поверхностные и массовые. К поверхностным силам относятся аэродинамические силы и сила тяги, а массовым – сила тяжести и инерционные силы. Основной системой координат, используемой в динамике полета, является скоростная (подвижная) система координат, движущаяся вместе с самолетом.

Рис. 2.1. Скоростные оси координат для самолета

Начало этой системы координат находится в центре масс самолета. Силы обычно раскладываются по трём осям (рис. 2.1): x – по направлению движения, y – перпендикулярно оси «Ох» в плоскости симметрии самолета; z – перпендикулярно плоскости «хОу» и направлена по правому крылу.

При
сила
тяги

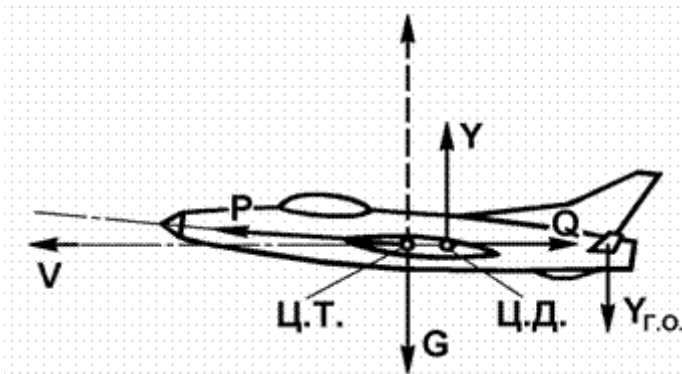


Рис. 2.2. Силы, действующие на самолет в горизонтальном полете

горизонтальном полёте с постоянной скоростью (рис. 2.2) подъемная сила Y уравнивает вес самолета G , а сила P – силу сопротивления Q . Если подъемная сила больше силы тяжести, самолет набирает высоту, если меньше – снижается. Если тяга больше силы лобового сопротивления, самолет движется ускоренно, если меньше – замедленно. Дополнительная аэродинамическая сила стабилизатора $Y_{Г.О.}$ уравнивает пикирующий момент вокруг центра тяжести, создаваемый подъемной

силой Y . На других этапах полёта (взлёт, набор высоты, снижение, посадка) и при выполнении эволюций (манёвров) самолетом схема сил, действующих на него, будет сложнее.

При разбеге на самолет действуют: подъемная сила и сила лобового сопротивления, сила тяжести, сила тяги силовых установок, сила реакции ВПП (N), равная и противоположная силе давления колес ($mg - Y$), сила трения $F_{тр}$.

3. Понятие перегрузки. Перегрузка в горизонтальном полете, при наборе высоты и маневрировании самолета.

Коэффициентом перегрузки, или просто перегрузкой, называют отношение суммы поверхностных сил к произведению массы самолета на ускорение свободного падения:

$$\bar{n} = \frac{\sum \bar{F}}{mg}$$

Перегрузка – величина векторная. Ее направление совпадает с направлением равнодействующей поверхностных сил. На практике обычно пользуются не полной перегрузкой, а её проекциями на оси системы координат. Продольная перегрузка может быть как положительной, так и отрицательной. Положительная перегрузка, определяемая тяговооруженностью, для современных самолетов с турбореактивными двигателями обычно не превышает 0,7-0,8. Отрицательная перегрузка, определяемая сопротивлением, также может достигать значений, близких к единице, например при одновременном выпуске тормозных щитков и дросселировании двигателей в полете. Тяговооруженностью самолёта называется отношение тяги силовой установки (суммарной тяги двигателей) к его весу. Тяговооруженность пассажирских ВС составляет 0,3-0,35. Для горизонтального полёта продольная перегрузка определяется разницей между силой тяги двигателей и силой аэродинамического сопротивления, деленной на вес ВС; вертикальная перегрузка – отношением подъемной силы к весу ВС; боковая перегрузка – боковой аэродинамической силой, деленной на вес самолета:

$$n_x = \frac{P - Q}{mg}; n_y = \frac{Y}{mg}; n_z = \frac{Z}{mg}.$$

В горизонтальном прямолинейном полете с постоянной скоростью подъемная сила равна весу самолета, тяга равняется силе аэродинамического сопротивления, боковая аэродинамическая сила равна нулю, поэтому поперечная перегрузка равна единице, а продольная и боковая – нулю. Спротивляемость организма перегрузкам зависит от величины и направления последних, времени их воздействия, от физического состояния организма. Человек, прошедший специальную тренировку, переносит перегрузки значительно лучше, чем нетренированный. Человеческий организм по-разному переносит перегрузки, действующие в различных направлениях: лучше всего переносятся перегрузки в направлении грудь-спина или спина-грудь ($n = 12$), хуже – в направлении голова-ноги ($n = 6$) и совсем плохо – в направлении ноги-голова ($n = 3$), т.к. при этом кровь приливает к голове и вызывает быструю потерю сознания. Величина переносимых человеком перегрузок зависит от времени их воздействия. Если перегрузки кратковременны, то допустимая величина их значительно увеличивается. В ожидаемых условиях эксплуатации максимальные перегрузки, действующие на ВС гражданской авиации, не должны превышать 2-2,5.

5. Статический и практический потолок самолета.

С подъемом на высоту избыток тяги уменьшается и на какой-то определенной высоте становится равным нулю. А это значит, что и вертикальная скорость установившегося подъема тоже уменьшится до нуля. На этой высоте и выше самолет не имеет возможности совершать установившийся подъем.

Высота полета, на которой вертикальная скорость установившегося подъема равна нулю, называется теоретическим (или статическим) потолком самолета.

На теоретическом потолке избытка тяги нет, поэтому возможен только горизонтальный полет и только на наивыгоднейшем угле атаки (и только на наивыгоднейшей скорости), на которой наименьшая потребная тяга. Диапазон скоростей при этом равен нулю (рис. 6).

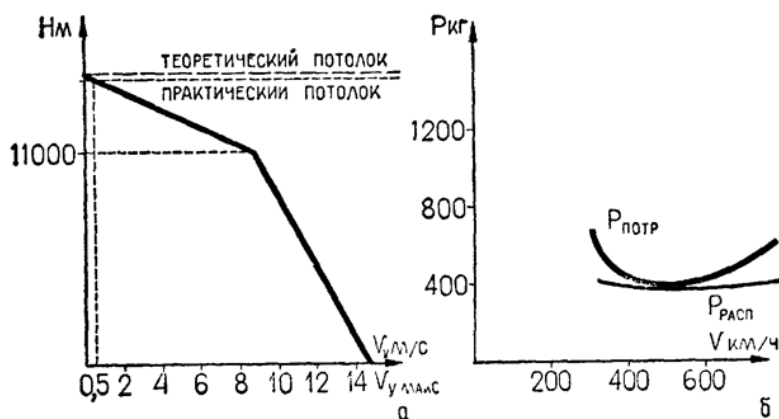


Рис.6. К определению потолка самолета: а - график зависимости V_y от высоты полета; б - кривые потребных и располагаемых тяг на теоретическом потолке

При установившемся подъеме самолет практически не может достигнуть теоретического потолка, так как по мере приближения к нему избыток тяги становится настолько мал, что для набора оставшейся высоты потребуется затратить слишком много времени и топлива. Из-за отсутствия избытка тяги полет на теоретическом потолке практически невозможен, потому что любые нарушения режима полета без избытка тяги нельзя устранить. Например, при случайно образовавшемся даже небольшом крене самолет теряет значительную высоту

(проваливается). Поэтому кроме понятия теоретического (статического) потолка введено понятие так называемого **практического потолка**.

Условно считают, что практический потолок самолета есть высота, на которой максимальная вертикальная скорость подъема равна 0,5 м/с.

Разница между теоретическим и практическим потолком у современных самолетов невелика и не превышает 200 м. Теоретический и практический потолки можно определить по графику (см. рис. 6).

Современные самолеты при полете с большими скоростями полета обладают настолько

большим запасом кинетической энергии $\frac{Gv^2}{2g}$ что могут использовать его для набора высоты. Причем если самолет летит вблизи практического потолка, то он за счет использования запаса кинетической энергии, сохраняя управляемость, может подняться на высоту, большую его теоретического потолка, даже при отсутствии избытка тяги.

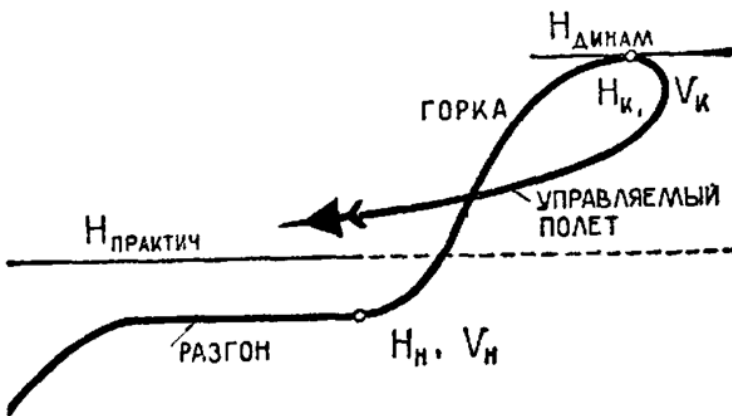


Рис.7. Подъем самолета на динамический потолок

Максимальная высота, набираемая самолетом за счет запаса кинетической энергии, на которой можно создать скоростной напор, необходимый для сохранения управляемости, называется **динамическим потолком**.

Если в горизонтальном полете вблизи практического потолка $H_{нач}$ самолет имеет скорость $V_{нач}$ и

обладает кинетической энергией $\frac{G \cdot V_{нач}^2}{2g}$, то при дополнительном наборе высоты ΔH скорость самолета уменьшится до $V_{кон} = V_{эв}$ (минимальная эволютивная скорость, при которой еще сохраняется управляемость) и его кинетическая энергия станет равной $\frac{G \cdot V_{кон}^2}{2g}$, но зато самолет приобретет дополнительную потенциальную энергию $G \cdot \Delta H$.

$$G \cdot \Delta H = \frac{G \cdot V_{нач}^2}{2g} - \frac{G \cdot V_{кон}^2}{2g} \quad (12)$$

После преобразований получим

$$\Delta H = \frac{(V_{НАЧ} + V_{КОН})(V_{НАЧ} - V_{КОН})}{2g}$$

или

$$\Delta H = \frac{V_{ср} \cdot \Delta V}{g} \quad (13)$$

где $V_{ср}$ - средняя скорость;

ΔV - потеря скорости на горке.

Как видим из формулы, прирост высоты за счет уменьшения скорости на величину ΔV тем больше, чем выше средняя скорость самолета.

Достичь динамического потолка можно следующим образом: на некоторой высоте самолет разгоняется до максимальной скорости и выполняет горку. Перевод самолета на горку достигается увеличением подъемной силы Y .

Маневр нужно начинать с такой высоты, на которой можно получить достаточную для искривления траектории подъемную силу. На практическом потолке из-за малой плотности воздуха полет самолета совершается на больших углах атаки (больших C_u) и запас для увеличения C_u до $C_{u \text{ макс}}$ получается очень малым. Поэтому на практическом потолке маневр на горку будет выполняться с очень большим радиусом кривизны траектории. Это приводит к медленному набору высоты, а затем из-за недостатка подъемной силы траектория начнет искривляться вниз. Для набора наибольшей высоты управляемого полета (динамического потолка) разгон самолета и начало маневра целесообразно перенести на меньшие, чем $H_{пр}$, высоты. На самолетах больших скоростей разгон и маневр выхода на динамический потолок начинают при $M = M_{пред}$ на высоте, меньшей практического потолка на 2000 - 4000 м (рис. 7).

7. Понятие об устойчивости и управляемости самолета.

Любой самолет, поднявшийся в воздух, кроме высоких летно-тактических данных должен быть хорошо уравновешен, быть устойчивым и одновременно хорошо управляемым. Выполнение этих требований - сложная конструктивная задача.

Полет самолета определяется его взаимодействием с другими телами и главным образом с воздухом, обтекающим крыло, фюзеляж, горизонтальное оперение и т. д. При взаимодействии с воздухом возникают внешние аэродинамические силы, которые нагружают самолет и создают моменты сил. Для осуществления различных режимов полета требуется полное или частичное равновесие внешних сил и моментов, действующих на самолет.

Устойчивость характеризует способность самолета без вмешательства летчика сохранять заданный режим полета.

Управляемость - это способность самолета должным образом реагировать на отклонение летчиком рулей управления (рулей высоты, поворота и элеронов).

Между равновесием, устойчивостью и управляемостью существует определенная взаимосвязь. В общем случае движение самолета оказывается весьма сложным, поэтому для удобства анализа его разлагают на простейшие виды: продольное и боковое.

Соответственно с продольным и боковым движением самолета рассматривают:

- продольное и боковое равновесие;
- продольную и боковую устойчивость;
- продольную и боковую управляемость.

Любое вращение самолета вокруг его центра тяжести можно разложить на вращение вокруг трех взаимно перпендикулярных осей X , Y , Z , проходящих через центр тяжести. При изучении устойчивости и управляемости обычно используют связанную систему координат.

В связанной системе координат ось X_1 связана с самолетом, параллельна оси самолета или хорде крыла и находится в плоскости симметрии. Ось Y_1 находится также в плоскости симметрии, перпендикулярна оси X_1 и направлена вверх. Ось Z перпендикулярна осям X и Y и направлена вдоль правой плоскости.

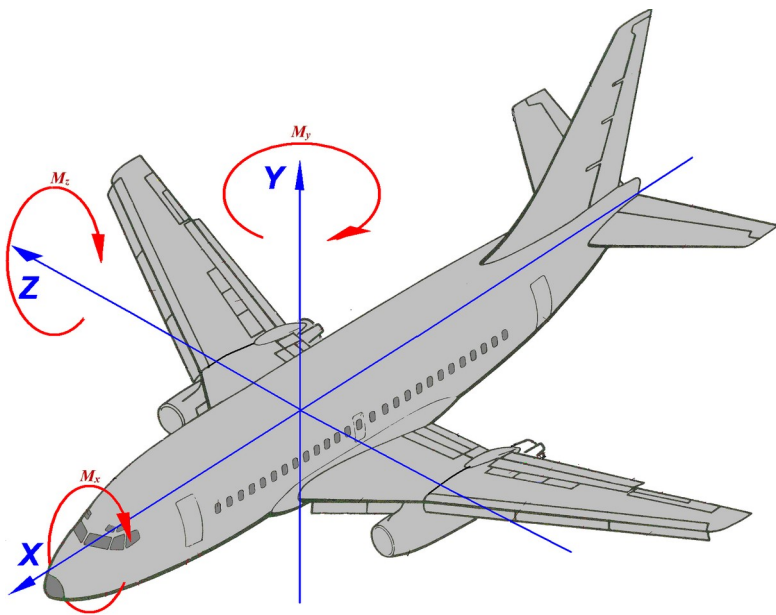
Соответственно трем осям на самолет действуют следующие моменты.

1. Продольный момент или момент тангажа M_z стремящийся повернуть самолет вокруг оси Z_1 .

Продольный момент может быть кабрирующим, стремящимся увеличить угол тангажа, или пикирующим, стремящимся уменьшить угол тангажа.

2. Поперечный момент или момент крена M_x , стремящийся повернуть самолет вокруг оси X_1

3. Путевой момент или момент рысканья M_y , стремящийся повернуть самолет вокруг оси Y_1 т. е. изменить курс самолета.

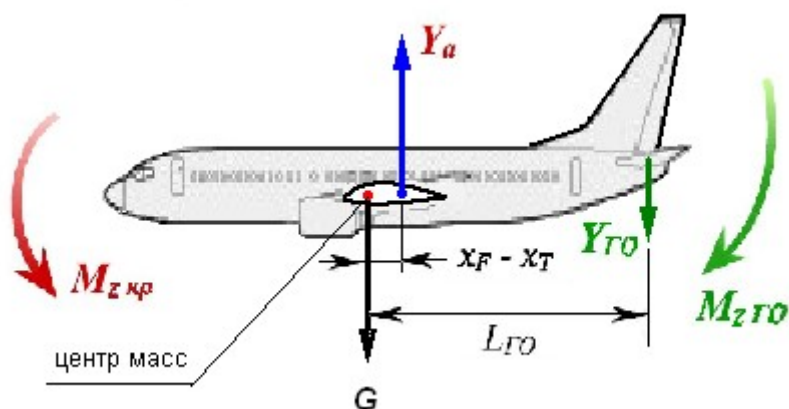


Для балансировки самолета относительно его центра тяжести в установившемся полете, а также для управления самолетом применяются различные аэродинамические рули. На самолетах с обычной схемой управления поворот и балансировка его относительно поперечной оси Z осуществляются рулями высоты (или управляемым стабилизатором). Относительно продольной оси X самолет балансируется и поворачивается с помощью элеронов, расположенных в задних частях консолей крыла и отклоняющихся на правом и левом крыле в противоположные стороны. В

помощь элеронам на скоростных самолетах применяются интерцепторы, которые как бы увеличивают эффективность элеронов.

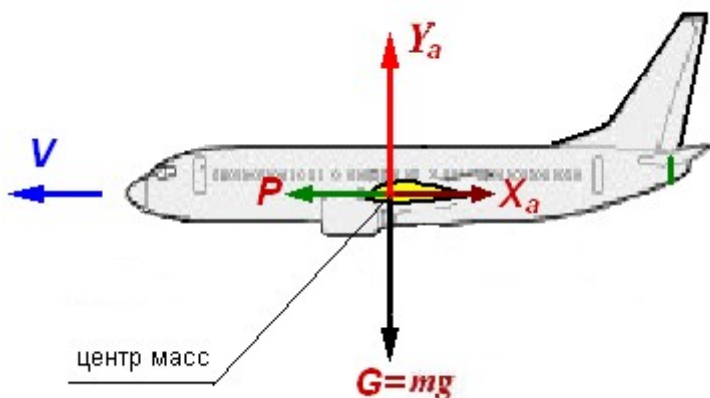
Относительно оси Y самолет балансируется и поворачивается с помощью руля поворота (направления).

Аэродинамический руль представляет собой отклоняющуюся заднюю часть крыла, горизонтального оперения (стабилизатора), вертикального оперения (киля). За счет отклонения руля образуется дополнительная аэродинамическая сила (положительная или отрицательная) на участке несущей поверхности крыла, стабилизатора или кия, которая расположена на соответствующем расстоянии до центра тяжести самолета и создает момент, необходимый для балансировки и управления самолетом относительно его центра тяжести.



Действие рулей на дозвуковых скоростях полета объясняется тем, что возмущения, вызванные отклонением рулей, распространяются во всех направлениях: по потоку и навстречу потоку. Вследствие этого происходит перераспределение давления по всей длине хорды профиля, в том числе и на неподвижных несущих поверхностях, снабженных рулем. Если, например, отклонить руль высоты вниз, то это вызовет дополнительное разрежение сверху стабилизатора и повышение давления внизу, что и приведет к созданию дополнительной подъемной силы на горизонтальном оперении в целом (подвижной и неподвижной его частей). Дополнительная подъемная сила $Y_{Г.о.}$ на горизонтальном оперении создает дополнительный момент относительно центра тяжести, который претворит в практическое действие замысел летчика.

Вес самолета складывается из веса пустого самолета (планер, двигатели, несъемное оборудование), веса топлива, бортоприпасов, грузов, экипажа и т. д. Если найти равнодействующую сил веса всех частей самолета, то она пройдет через некоторую точку внутри самолета, называемую центром тяжести (центром масс).



Вопросы 8 раздела.

1. Назначение, конструкция, неисправности компрессоров авиационных газотурбинных двигателей.

Компрессор предназначается для сжатия (повышения давления) воздуха, поступающего из воздухозаборника, (что необходимо для осуществления цикла Брайтона) и прокачки его далее по тракту двигателя.

Компрессор, подающий воздух в наружный контур ТРДД (или одновременно в наружный и внутренний контуры), обычно называют **вентилятором ТРДД**.

Основными типами компрессоров современных авиационных газотурбинных двигателей являются одно- или многоступенчатые осевые компрессоры или осецентробежные компрессоры.

Другие типы компрессоров применяются реже. В мощных ГТД применяются исключительно осевые компрессоры, так как они позволяют обеспечить большой расход воздуха, необходимый мощным двигателям, при минимальных габаритах. В двигателях сравнительно небольших размеров может применяться сочетание нескольких осевых и обычно одной (последней) центробежной ступени.

Такой компрессор называется осецентробежным. Его основным преимуществом является возможность обойтись (при необходимой степени повышения давления) меньшим числом ступеней, поскольку в центробежной ступени можно обеспечить существенно более высокое повышение давления, чем в осевой. Но габариты компрессора при этом увеличиваются, что для мощных двигателей может оказаться неприемлемым. Осевой компрессор имеет несколько рядов лопаток, насаженных на один общий вращающийся вал, которые образуют **ротор компрессора**. Один ряд лопаток ротора (вращающийся лопаточный венец) называется **рабочим колесом (РК)**. Другой основной частью компрессора является **статор**, состоящий из нескольких рядов неподвижных лопаток (лопаточных венцов), закрепленных в корпусе.

Назначением лопаток статора является спрямление воздушного потока, закрученного впереди стоящим рабочим колесом, и направление его под необходимым углом на лопатки расположенного далее следующего рабочего колеса.

Соответственно этому один ряд лопаток статора называется **направляющим аппаратом (НА)**.

Если первый ряд лопаток статора установлен впереди первого рабочего колеса, то он называется **входным направляющим аппаратом (ВНА)**.

Сочетание одного рабочего колеса и одного стоящего за ним направляющего аппарата называется **ступенью компрессора**.

В процессе эксплуатации двигателей отмечаются следующие характерные неисправности узлов и деталей компрессора. Разрушение лопаток ротора, что происходит по следующим основным причинам. Попадание посторонних предметов в двигатель при техническом обслуживании или при стоянке вертолета. Наибольшую опасность представляет попадание в компрессор металлических предметов. Поэтому после окончания какого-либо вида технического обслуживания, а также при наличии вероятности попадания посторонних предметов перед запуском необходимо тщательно осмотреть входную часть двигателя и специальной рукояткой вручную прокрутить турбокомпрессор. Попадание в двигатель легких посторонних предметов на взлете и в полете (например, небольшой птицы) менее опасно, так как в этих случаях вероятность разрушения рабочих лопаток несколько ниже. Примерзание лопаток ротора к корпусу при стоянке, вертолета в условиях пониженных температур окружающего воздуха. Вследствие малой величины монтажных зазоров между торцами рабочих лопаток и корпусом попадание в эти зазоры даже небольшого количества влаги может приводить к примерзанию рабочих лопаток. Влага при

стоянке вертолета попадает в проточную часть двигателя при неплотно закрытой заглушке воздухозаборника, возможна конденсация влаги при охлаждении двигателя после его выключения. Запуск или даже холодная прокрутка (стартером) двигателя с примерзшими лопатками ротора приводит к их поломке или опасной деформации. Для предупреждения поломки лопаток в этих условиях следует перед запуском двигателя (или перед холодной прокруткой) повернуть ротор турбокомпрессора вручную.

При обнаружении примерзания лопаток (ротор не проворачивается) необходимо продуть проточную часть двигателя теплым воздухом от аэродромного подогревателя. Ротор компрессора ТВ2-117АГ. Неэффективность (отказ или неправильное пользование) системы обогрева входной части компрессора. Обледенение деталей входной части компрессора и двигателя обычно сопровождается скалыванием с них кусочков льда и попаданием их на лопатки компрессора. Вследствие большей частоты вращения рабочих лопаток первой ступени компрессора попадание на них даже небольших частичек льда создает забоины на лопатках и может вызвать в последующем их разрушение. Неэффективность системы обогрева наблюдается обычно при работе двигателя в условиях обледенения на низких режимах из-за недостаточной температуры воздуха, отбираемого для обогрева. Особенно значительное уменьшение температуры воздуха на входе в противообледенительную систему возможно при планировании вертолета. Поэтому при планировании с работающими двигателями в условиях возможного обледенения нельзя допускать снижения оборотов турбокомпрессора меньше 85%. Соответственно для предупреждения разрушения лопаток компрессора частицами льда необходимо в условиях обледенения избегать пониженных режимов работы двигателя и при ручном управлении системой обогрева включать ее заблаговременно, до наступления обледенения. Помпаж компрессора, в процессе которого возникает повышенная вибрация лопаток и всей конструкции компрессора; лопатки испытывают переменные нагрузки и при наличии забоин, рисок, царапин могут разрушаться. Конструктивные и профилактические меры борьбы с помпажом изложены выше. Превышение допустимого времени непрерывной работы двигателя на форсированных режимах или работа на режиме выше допустимого для данных полетных условий. В этих случаях после уменьшения частоты вращения турбокомпрессора появляется остаточная деформация рабочих лопаток. При неоднократной нагрузке, близкой к разрушающей, в особенности при наличии повреждений и износе лопаток может происходить их разрушение (или обрыв). Поэтому двигателю ТВ2-117 установлены предельно допустимые режимы работы и допустимое время работы на форсированных режимах. Признаками разрушения, обрыва лопаток ротора компрессора в полете являются: резкий хлопок и удар в двигателе, появление повышенной вибрации (тряски), падение оборотов турбокомпрессора и повышение t_3 до величин, выше допустимых для данного режима. Если частичное разрушение лопатки вызывает помпаж, то появляются его признаки, изложенные выше. Если кусок разрушившейся лопатки попадает в зазор между торцами остальных лопаток и корпусом, происходит заклинивание или затормаживание ротора. В результате уменьшения частоты вращения ротора топливная автоматика увеличивает подачу топлива в камеру сгорания, что приводит к срыву пламени и самовыключению двигателя. При обнаружении в полете разрушения лопаток компрессора двигатель следует немедленно выключить. Профилактическими мероприятиями, направленными на предотвращение разрушения лопаток компрессора, являются: строгое соблюдение правил технической эксплуатации компрессора техническим и летным составом, тщательный визуальный и инструментальный контроль состояния лопаток, проверка времени выбега ротора турбокомпрессора экипажем при останове двигателя, строгое соблюдение рекомендаций по эксплуатации двигателей в условиях запыленного воздуха и условиях возможного обледенения входной части. Разрушение подшипников опор, что происходит по следующим эксплуатационным причинам. Выборка радиальных зазоров подшипников качения при запуске двигателя в условиях низких температур без предварительного обогрева. Обычно диаметр беговой дорожки внутреннего кольца подшипника при напрессовке на шейку вала увеличивается на 55—70% от величины номинального натяга, отчего соответственно выбирается зазор в подшипнике и при низких температурах наружного воздуха может быть выбран полностью. В процессе работы двигателя зазоры в подшипнике

увеличиваются вследствие нагрева подшипника и вала. Масляное голодание (недостаточность смазки), при котором шарики (ролики) подшипника нагреваются значительно быстрее колец, так как имеют меньшую массу, а кроме того, от колец тепло частично отводится через посадочные поверхности. При нагреве шарики расширяются и заклинивают между кольцами, что приводит к их оплавлению. Признаками разрушения подшипников в полете является: увеличение вибрации двигателя, резкое повышение температуры масла и температуры газа перед турбиной, появление характерного скрежета и падение Ntk. Разрушение подшипников также определяется по уменьшению выбега турбокомпрессора, по неравномерности усилий, необходимых для ручной прокрутки турбокомпрессора, и наличию металлической стружки на маслофилт্রে. При обнаружении разрушения подшипников в процессе подготовки двигателя к запуску запуск и дальнейшая эксплуатация его не разрешается. Если разрушение подшипников обнаружено в полете, двигатель следует выключить. Профилактическими мероприятиями, направленными на предотвращение разрушения подшипников, являются:

-предварительный подогрев двигателя перед запуском от аэродромного подогревателя при температуре наружного воздуха 21-50С.

3. Назначение, конструкция, неисправности турбин авиационных газотурбинных двигателей.

Турбина в авиационных ГТД предназначена для привода во вращение компрессора и для получения мощности, необходимой для вращения винта в ТВД или ТВВД или несущего винта в вертолётных двигателях. Кроме того, незначительная часть мощности турбины используется для привода агрегатов самолета и двигателя. Для получения мощности в турбине происходит преобразование энергии сжатого и нагретого газа в механическую работу на её валу. В авиационных ГТД нашли применение только **осевые** одно- и многоступенчатые турбины. При этом, как и многоступенчатый компрессор, многоступенчатая турбина может быть разделена на несколько групп ступеней (каскадов), расположенных на соосных валах. Процесс расширения газа в многоступенчатой турбине ГТД состоит из ряда последовательно протекающих процессов расширения в отдельных ступенях. Поэтому ниже изложение теории газовых турбин ГТД начинается с изложения принципа работы и основных параметров ступени газовой турбины.

5. Статическая прочность элементов конструкций авиадвигателей

Статическая (квазистатическая) прочность подразумевает действие соответствующих нагрузок. Статическая прочность оценивается в условиях действия максимальных статических нагрузок. Однако, эти нагрузки изменяются в связи с изменением режима работы двигателя или полета воздушного судна. Характер изменения, как правило, – циклический с периодом, составляющим от единиц минут до единиц часов. Такая цикличность действия квазистатических нагрузок приводит к появлению процессов *малоцикловой усталости* конструкционных материалов.

Статическая прочность авиационных конструкций-

способность конструкции воспринимать однократно приложенные максимальные внешние силы, не разрушаясь и не получая недопустимых остаточных деформаций. Основные требования к С. п. сформулированы в Нормах прочности летательных аппаратов. Работы по обеспечению С. п. проводятся на всех стадиях создания летательного аппарата и включают проектирование и общий расчёт конструкции планёра; экспериментальную отработку новых конструктивных и технологических решений на моделях и образцах; выбор и обоснование критериев прочности; подетальные расчёты и оценку местной прочности элементов и соединений; анализ и подтверждение С. п. натурной конструкции статическими испытаниями.

Вопросы 9 раздела.

1. Назначение, конструкция крыла самолета.

Крыло является важнейшей частью самолета и служит для создания подъемной силы. Кроме того, крыло обеспечивает поперечную устойчивость и управляемость самолета, для чего несет на себе специальные органы управления – элероны, закрылки. Крыло также используется для крепления шасси, для размещения топлива и оборудования.

Под внешней формой крыла подразумевают его вид в плане и спереди, а также форму его поперечного сечения (профиль). Для современных самолетов характерно применение крыльев различных внешних форм. Внешние формы крыла оказывают влияние не только на аэродинамические, весовые и прочностные характеристики крыла, но и на характеристики всего самолета в целом.

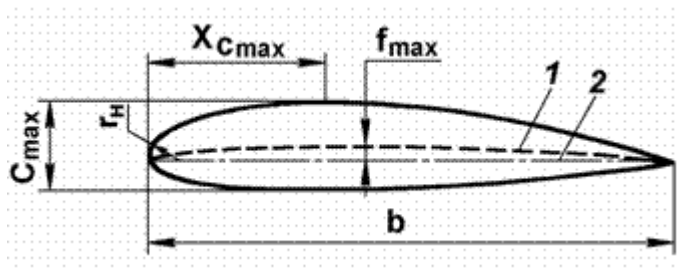


Рис. 3.8. Профиль крыла

1-средняя линия, 2-хорда профиля.

Профилем крыла называется форма сечения его плоскостью по набегающему потоку воздуха (рис. 3.8). Наибольшее распространение получили двояковыпуклые несимметричные профили. Отрезок прямой, соединяющий две наиболее удалённые точки профиля, называется **хордой профиля** (b). Кривизна профиля (f_{max}) определяется как расстояние между хордой и средней линией профиля; $x_{c_{max}}$ – расстояние максимальной толщины от носка профиля. Относительная максимальная толщина профиля определяется формулой

$$\bar{c} = \frac{c_{max}}{b} \times 100\%$$

где c_{max} – максимальная толщина профиля; b – хорда профиля.

Форма крыла в плане характеризуется размахом l , площадью S удлинением λ , сужением η и стреловидностью χ .

Размахом крыла называется наибольшее расстояние между концевыми точками крыла, замеренное по нормали к плоскости симметрии.

Площадью крыла называют площадь его проекции на плоскость хорд.

Крыло, обеспечивая создание практически всей подъемной силы, является высоконагруженной частью самолета. К основным нагрузкам крыла относятся аэродинамические и массовые силы.

Аэродинамическая нагрузка возникает в результате взаимодействия крыла с воздушным потоком и является распределенной.

Величина расчетной (разрушающей) аэродинамической нагрузки определяется по формуле $Paэр = \gamma p = G \times n \times f$, где G – сила тяжести самолета; n – коэффициент эксплуатационной перегрузки; f – коэффициент безопасности. Равнодействующие погонной аэродинамической нагрузки приложены по линии центров давления крыла (рис. 3.9).

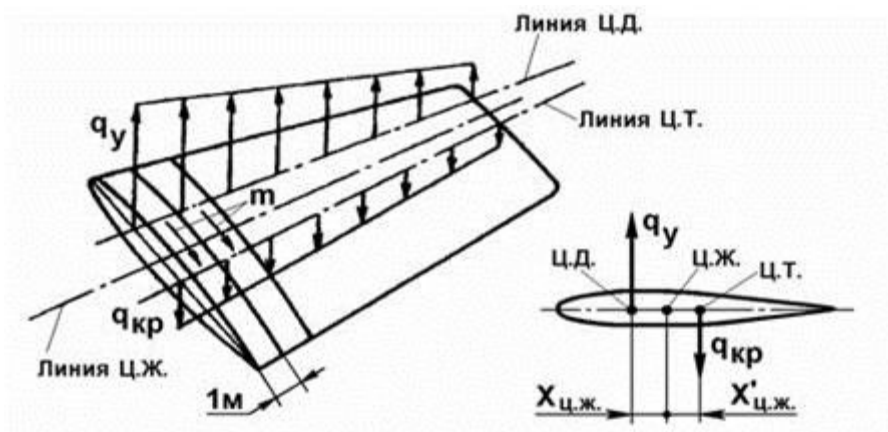
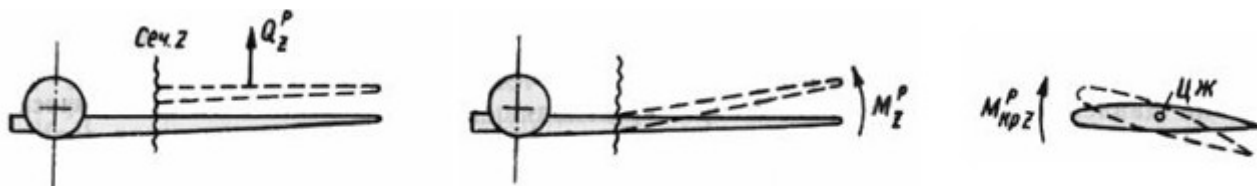


Рис. 3.9. Нагрузки, действующие на крыло

Массовые нагрузки – это силы тяжести и инерции масс конструкции самого крыла, топлива, грузов и агрегатов, расположенных внутри или прикрепленных к нему снаружи. Инерционные силы возникают при появлении ускорений в криволинейных полетах, при полете в болтанку или при ударе о землю во время посадки.

Погонные массовые нагрузки конструкции крыла распределяются по размаху так же, как и его масса. Равнодействующие погонных массовых сил приложены по линии центров тяжести крыла, которую можно считать проходящей через точки, лежащие на 42-45 % хорд от носка крыла.

Крылья самолетов отличаются большим разнообразием не только внешних форм, но и особенностей конструкции. Во всех случаях крыло должно быть достаточно прочным и жестким при минимальной массе. Передавая подъемную силу на фюзеляж, крыло подвергается деформациям изгиба, кручения и сдвига (рис 3.10), которые должны восприниматься соответствующими силовыми элементами.



3. Назначение, конструкция фюзеляжа самолета.

Фюзеляж - это основной силовой элемент, к которому крепятся крыло, хвостовое оперение, шасси, двигатели. Фюзеляж предназначен для размещения экипажа, пассажиров, грузов и оборудования.

Масса конструкции фюзеляжа составляет 40% массы всей конструкции самолёта, а а/д сопротивление до 5% полного сопротивления самолёта.

Основные геометрические параметры фюзеляжа:

L_f - длина фюзеляжа;

$S_{\text{мид}}$ - площадь миделевого (наибольшего) сечения фюзеляжа.

На а/д характеристики большое влияние оказывает параметр удлинение фюзеляжа - λ .

$\lambda = L_f/D_f$ - диаметр окружности миделевого сечения фюзеляжа.

С точки зрения а/д, для обеспечения прочности при минимальной массе наиболее выгодным является фюзеляж круглого сечения.

Нагрузки действующие на фюзеляж:

- $M_{\text{изг}}$ и $M_{\text{кр}}$ от крыла и хвостового оперения;
- от масс грузов и агрегатов, расположенных внутри фюзеляжа;
- силы от шасси при посадке;
- воздушные силы;
- перепад давления между гермокабиной (ГК) и атмосферой.

Для восприятия нагрузок фюзеляж состоит из силовых элементов:

- поперечный набор - шпангоуты (шп) - (голл. Spantout - поперечное ребро жёсткости бортовой обшивки судна между днищем и палубой или фюзеляжа самолёта).

Шп бывают: - усиленные, когда к ним крепятся крыло, шасси, хв.

оперение, двигатели или ограничивающие ГК;

- обычные.

Шп придают заданную форму поперечного сечения, обеспечивают поперечную жёсткость, воспринимают местные нагрузки.

- продольный набор - **стрингеры** (англ. Stringer- продольное ребро жёсткости корпуса судна, ЛА.).

Опираются на Шп. Являются опорой обшивки и прикрепляются к шп и обшивке.

В местах вырезов в фюзеляже: ниши шасси, двери, окна, люки вместо стрингеров могут устанавливаться балки силовые - бимсы.

На современных самолётах применяются фюзеляжи балочной конструкции. У них работающая металлическая обшивка, подкреплённая продольным и поперечным набором.

Обшивка состоит из панелей и листов различной толщины от 1,5 мм до 8 мм в местах вырезов в фюзеляже (двери, окна, люки).

Технологически фюзеляж разделён на части:

Φ_1 - носовая часть фюзеляжа (НЧФ) - кабина экипажа.

Φ_2 - средняя часть фюзеляжа (СЧФ) - пассажирские салоны или грузовая кабина.

Φ_3 - хвостовая часть фюзеляжа (ХЧФ), техническая часть.

Между собой эти части соединены стыковочными шпангоутами.

Φ_1 и Φ_2 - как правило составляют герметическую кабину. Поэтому она воспринимает усилие перепада давления.

Герметизация обеспечивается с помощью уплотнительных лент (У20А), закладываемых между листами обшивки и деталями каркаса, а затем изнутри кистью промазывается герметиком У30-МЭС-5К.

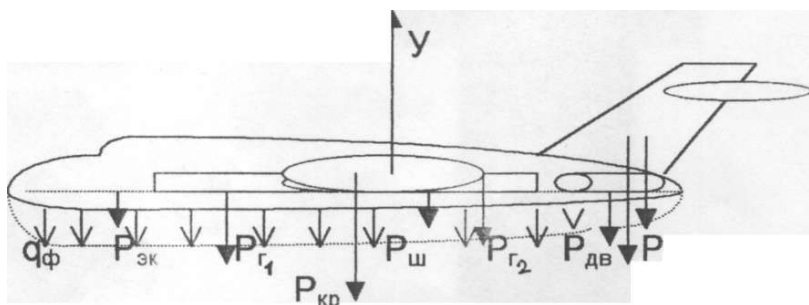
Входные двери, люки, окна герметизируются резиновыми профилями.

Герметизируются выводы тяг, тросов управления, электропроводки, трубопроводов различных систем.

Для теплозвукоизоляции кабин применяются пористые и волокнистые материалы с малой теплопроводностью (минеральная вата, стекловата, пеностекло).

Теплоизоляционные покрытия служат и звукоизоляцией.

Между обшивкой и облицовкой кабин воздушная прослойка.



q_{ϕ} - распределенная массовая нагрузка от конструкции фюзеляжа

$P_{\text{эк}}$ - нагрузка от членов экипажа Данные нагрузки

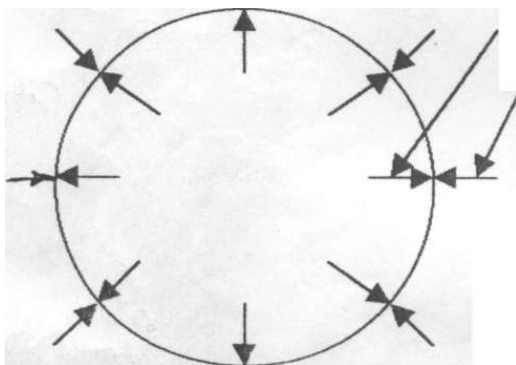
$P_{\text{г}}$ - груз или пассажиры уравниваются

$P_{\text{ш}}$ - нагрузка от шасси подъемной силой

$P_{\text{дв}}$ - нагрузка от двигателей крыла

$P_{\text{хв.о}}$ - нагрузка от хвостового оперения

Силы давления внутри фюзеляжа за счёт перепада давления в ГК.



$P_{\text{ГК}}$ - давление внутри гермокабины.

$P_{\text{атм}}$ - давление атмосферное.

$?P_{\text{ГК}} = P_{\text{ГК}} - P_{\text{атм}} \Rightarrow$ перепад давления в ГК по отношению к атмосферному давлению, которое стремится разорвать фюзеляж.

Рис. 3.3. Силы перепада давления.

На фюзеляж действуют силы от отклонённых рулевых поверхностей:

Руль направления (РН)- через киль; руль высоты (РВ) - через стабилизатор и киль; ЭЛЕРОНОВ - через крыло; ПРЕДКРЫЛКОВ и ЗАКРЫЛКОВ - через крыло - все эти силы создают $M_{изг}$ и $M_{кр}$ (изгибающие и крутящие) моменты относительно центра тяжести (ЦТ).

Из вышесказанного вытекают требования к фюзеляжу:

- обеспечение достаточной прочности и жёсткости конструкции при минимальном весе;
- рациональные внешние формы и параметры фюзеляжа для минимального лобового сопротивления;
- использовать несущие свойства фюзеляжа до 40% в интегральных схемах;
- максимально использовать полезные объёмы за счёт увеличения плотности, компоновки и размещения грузов вблизи центра массы (ЦМ)

Это даёт:

1. Массовые моменты инерции – ↓↓;
 2. Улучшаются маневренные характеристики;
 3. Уменьшается диапазон центровок;
 4. Даёт большую стабильность и управляемость.
- согласованность силовой схемы фюзеляжа с силовыми схемами присоединённых агрегатов (крыла, шасси, хвостового оперения);
 - обеспечивать: - удобство входа и выхода экипажа и пассажиров, погрузки и разгрузки грузов, надёжности швартовки;
 - создание необходимых условий жизнеобеспечения и комфорта;
 - обеспечение быстрого и безопасного аварийного покидания самолёта.

5. Назначение, конструкция системы управления самолетом.

Совокупность бортовых устройств, обеспечивающих управление движением самолета, называют системой управления самолетом. Поскольку процесс управления самолетом осуществляется пилотом, находящимся в кабине экипажа, а элероны и рули находятся на крыле и хвостовом оперении, между этими участками должна быть конструктивная связь. Она должна обеспечить высокую надежность, легкость и эффективность управления положением самолета.

Очевидно, что при отклонении управляющих поверхностей, действующее на них усилие возрастает. Однако это не должно привести к недопустимому увеличению усилий на рычагах управления.

Система управления самолетом может быть неавтоматической, полуавтоматической или автоматической. Если процесс управления осуществляется непосредственно пилотом, т.е. пилот посредством мускульной силы приводит в действие органы управления и устройства, обеспечивающие создание и изменение управляющих движением самолета сил и моментов, то система управления называется неавтоматической (прямое управление самолетом).

Неавтоматизированные системы могут быть механическими и гидромеханическими (см. рис. 6.1). Механические системы - это первые самолётные системы, на базе которых созданы все современные комплексные системы основного управления. Балансировка и управление здесь осуществляются непосредственно мускульной силой экипажа в течение всего полёта.

На самолётах ГА основное управление осуществляется двумя пилотами с помощью двойных командных рычагов, механической проводки управления, кинематических устройств, регулирующих перемещения и усилия, и поверхностей управления.

Если процесс управления осуществляется пилотом через механизмы и устройства, обеспечивающие и улучшающие качество процесса управления, то система управления называется полуавтоматической. Если создание и изменение управляющих сил и моментов осуществляется комплексом автоматических устройств, а роль пилота сводится к контролю за ними, то система управления называется автоматической. На большинстве современных скоростных самолетов применяются полуавтоматические и автоматические системы управления.

Комплекс бортовых систем и устройств, которые дают возможность пилоту приводить в действие органы управления самолетом для изменения режима полета или для балансировки самолета на заданном режиме, называют системой основного управления самолетом (руль высоты, руль направления, элероны, переставной стабилизатор).

Устройства, обеспечивающие управление дополнительными элементами управления (закрылки, предкрылки, спойлеры) называют вспомогательным управлением или механизацией крыла.

В систему основного управления самолетом входят:

- а) командные рычаги, на которые непосредственно воздействует пилот, прикладывая к ним усилия и перемещая их;
- б) проводка управления, соединяющая командные рычаги с элементами систем основного управления;
- в) специальные механизмы, автоматические и исполнительные устройства.

Отклоняя штурвальную колонку на себя или от себя, пилот осуществляет продольное управление самолетом, т.е. изменяет угол тангажа, отклоняя руль высоты или управляемый стабилизатор. Поворачивая штурвал вправо или влево, пилот, отклоняя элероны, осуществляет поперечное управление, накрывая самолет в нужную сторону. Для отклонения руля направления пилот воздействует на педали. Педали используются также для управления передней опорой шасси при движении самолета по земле.

Пилот является важнейшим звеном в неавтоматической и полуавтоматической системах управления. Он воспринимает и перерабатывает информацию о положении самолета, действующих перегрузках, положении рулей, вырабатывает решение и создает управляющее воздействие на командные рычаги.

Основное управление самолетом должно удовлетворять следующим требованиям:

1. При управлении самолетом движения рук и ног пилота для отклонения командных рычагов должны соответствовать естественным рефлексам человека при сохранении равновесия. Перемещение пилотом командного рычага в определенном направлении должно вызывать нужное перемещение самолета в том же направлении.
2. Реакция самолета на отклонение командных рычагов должна иметь незначительное запаздывание, определяемое условиями устойчивости контура управления "пилот-самолет".
3. При отклонении органов управления (рулей, элеронов и др.) усилия на командных рычагах должны возрастать плавно, быть направлены в сторону, противоположную движению командных рычагов (препятствовать перемещению их пилотом), а величина усилий должна согласовываться с

режимом полета самолета. Последнее необходимо для обеспечения пилоту "чувства управления" самолетом, способствующего пилотированию самолета. Предельные усилия на командных рычагах должны соответствовать физическим возможностям пилота.

4. Должна быть обеспечена независимость действия рулей: отклонение, например, руля высоты не должно вызывать отклонения элеронов, и наоборот.

5. Углы отклонения рулевых поверхностей должны обеспечивать возможность полета самолета на всех требуемых полетных и посадочных режимах, причем должен быть предусмотрен некоторый запас отклонения рулей.

Основными конструктивными элементами систем управления являются командные рычаги, проводка управления и различные агрегаты (бустеры, механизмы загрузки и т.п.).

Проводка управления предназначена для передачи усилий с командных рычагов на управляемые поверхности. Проводка управления может быть выполнена гибкой или жесткой.

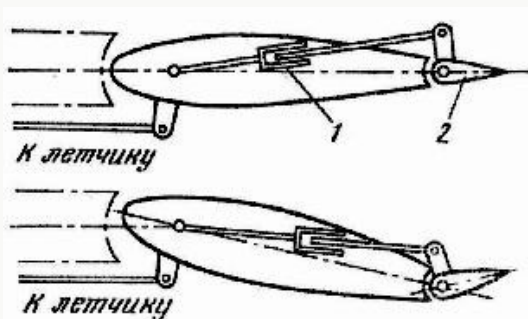


Рис.6.2. Схема действия триммера: 1 – электромеханизм; 2 – триммер

При длительном полете самолета с отклоненными рулями для снятия усилий с командных рычагов применяются триммеры, которые представляют собой дополнительную рулевую поверхность, устанавливаемую на задней части основного руля. Триммеры отклоняются на необходимые для снятия усилий углы по желанию пилота. Это обеспечивается специальной механической проводкой из кабины экипажа к триммерам или при помощи управляемых из кабины экипажа электромеханизмов (см. рис. 6.2.).

Отклоняя триммер в сторону, противоположную отклонению руля, нагрузку, передающуюся на командные рычаги, можно уменьшить до сколько угодно малой величины. Компенсирующий момент от триммера, противодействующий шарнирному моменту, возникает вследствие большого плеча силы, приложенной к триммеру, хотя сама сила и невелика.



Рис. 6.3. Схема осевой компенсации элерона

Шарнирный момент руля можно уменьшить, применяя аэродинамическую компенсацию, т.е. создавая с помощью аэродинамической силы носового участка руля момент, противоположный моменту от силы хвостового участка (см. рис. 6.3.). Наиболее широкое распространение получила осевая аэродинамическая компенсация - смещение оси вращения руля от его передней кромки. Центр давления аэродинамической силы руля лежит приблизительно на 1/3 его хорды. Если ось вращения руля приблизить к линии центра давления, то тем самым уменьшится плечо аэродинамической силы. Уменьшение плеча дает уменьшение шарнирного момента руля, а следовательно, уменьшает нагрузку на рычаг управления рулем.



Рис. 6.4. Схема роговой компенсации элерона

Иногда аэродинамический компенсатор представляет собой часть рулевой поверхности, вынесенной вперед только у края руля, а не по всей длине (см. рис. 6.4.). Такая разновидность осевой аэродинамической компенсации получила название роговой и применяется на легких нескоростных самолетах.

На элеронах применяется также и так называемая внутренняя аэродинамическая компенсация. Компенсатор находится в пространстве за задним лонжероном крыла и соединен с ним герметичной гибкой перегородкой. Разность давлений, действующих на компенсатор, создает необходимый эффект. Внутренний компенсатор не выходит в поток и не увеличивает сопротивление.

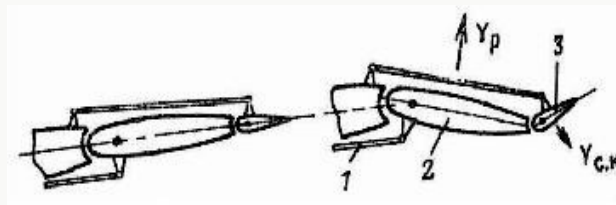


Схема сервокомпенсатора (флетнера): 1 - тяга управления рулем;

2 - руль; 3 - сервокомпенсатор

Наряду с осевой компенсацией, применяются сервокомпенсаторы (или флетнеры). Принцип действия его подобен действию триммера. В то же время между ними имеется существенное различие. Если триммер отклоняется только по командам пилота и отклонение руля не вызывает поворота триммера, то сервокомпенсатор при помощи четырехзвенного механизма отклоняется всегда в сторону, обратную отклонению основного руля. Иногда используются триммеры - флетнеры - это флетнеры, длина жесткой тяги которых может изменяться с помощью электрического привода, и поэтому они могут работать и как триммер, и как сервокомпенсатор.

Считается, что мощная аэродинамическая компенсация и, следовательно, ручное управление, т.е. управление самолетом без усилителей, возможны только при скоростях полета, соответствующих числу M не более 0,9. Поэтому в систему управления скоростного самолета включают специальные механизмы и приводы, позволяющие преодолеть эти затруднения.

На тяжелых неманевренных самолётах, имеющих большой диапазон эксплуатационных центровок и высокую механизацию крыла, для обеспечения балансировки возникает необходимость дискретно-переставляемого или триммируемого стабилизатора. Дискретно-переставляемый стабилизатор - это переставной стабилизатор, отклоняемый пилотом или автоматически на фиксированные углы. Триммируемый стабилизатор используется для продольной балансировки самолёта и снятия усилий с рычага управления. Такой стабилизатор отклоняется пилотом в пределах рабочего диапазона нажатием специальной кнопки управления. Скорость отклонения триммируемого стабилизатора небольшая: 0,3-0,5 град./с. Применение триммируемого стабилизатора для балансировки самолёта позволяет на всех режимах полёта использовать весь диапазон возможных углов отклонения руля высоты для манёвра и парирования возмущений, что повышает безопасность полёта и расширяет эксплуатационные возможности самолёта. Вследствие этого такая схема управления продольным движением получала наибольшее распространение на пассажирских самолётах.

Вопросы 10 раздела.

1. Особенности ВС и его элементов как объекта производства.

Как объект проектирования и производства, современный самолет - это сложная техническая система с развитой иерархической структурой, большим числом элементов и внутренних связей, возрастающих примерно пропорционально квадрату числа элементов.

Особенности самолетостроительного производства в первую очередь зависят от габаритных размеров самолета, его назначения и тактико-технических требований к нему. Обычно самолет представляет собой планер и размещенные в нем органы взлета и посадки (шасси), двигатель (двигатели), системы управления самолетом и другие специальные механизмы и приборы. Многие из механизмов и приборов самолета - весьма сложные устройства, значительно отличающиеся друг от друга по конструкции, техническим требованиям к ним и процессам их изготовления, что требует известной специализации конструкторов, технологов и рабочих. Поэтому такие устройства самолета, как двигатели, специальные механизмы и приборы, проектируют и изготавливают на отдельных специализированных предприятиях авиационной промышленности, радиопромышленности и др.

Создание такого сложного изделия, как самолет, стало бы чрезвычайно сложной задачей, если бы в процессе эскизного и технического проектирования его не делили на законченные в конструктивном и технологическом смысле части (рис. 1).



Рис. 1. Принципиальная схема деления в определенной последовательности планера самолета на части

В самолетостроении принято делить изделие на агрегаты, отсеки, узлы и детали, часто называемые сборочными единицами. В процессе разработки конструкции сначала производят деление планера на агрегаты, узлы и соединительные детали, входящие в планер, затем агрегаты делят на отсеки, узлы и соединительные детали, входящие в агрегаты. После этого отсеки делят на узлы и соединительные детали, входящие в отсеки, и, наконец, узлы отсеков, агрегатов и планера - на составляющие их детали.

3. Производственные структуры самолетно-строительных предприятий.

Любое самолетостроительное предприятие независимо от объема производства включает три группы подразделений: а) подразделения, перерабатывающие исходные материалы в продукцию предприятия. Эту группу называют *основным производством* предприятия; б) подразделения, изготавливающие изделия, необходимые для производства продукции предприятия. Эту группу называют *вспомогательным производством* предприятия; в) подразделения, обеспечивающие функционирование подразделений основного и вспомогательного производств. Эту группу называют *обслуживающим производством* предприятия.

На рис. 2.1 показана принципиальная схема производственной структуры самолетостроительного предприятия. В зависимости от структуры предприятия образуется и структура производственного процесса предприятия.

Для серийного изготовления самолета на предприятии организуются производственные цехи и подразделения основного, вспомогательного и обслуживающего производств.

К *цехам основного производства* относятся цехи, в которых изготавливают детали самолета, собирают узлы, агрегаты, производят монтаж бортовых систем, т. е. все цехи, занятые изготовлением самолета. К *вспомогательным цехам* относятся цехи, в которых изготавливают технологическое оснащение для цехов основного производства.

Цехи основного производства по изготовлению деталей самолета организуются по технологическому признаку, т. е. в каждом цехе реализуются родственные методы производства — механическая обработка, листовая штамповка и т. д. В зависимости от размеров самолета на заводе организуют несколько механических цехов: цех обработки длинномерных и крупногабаритных деталей, цех

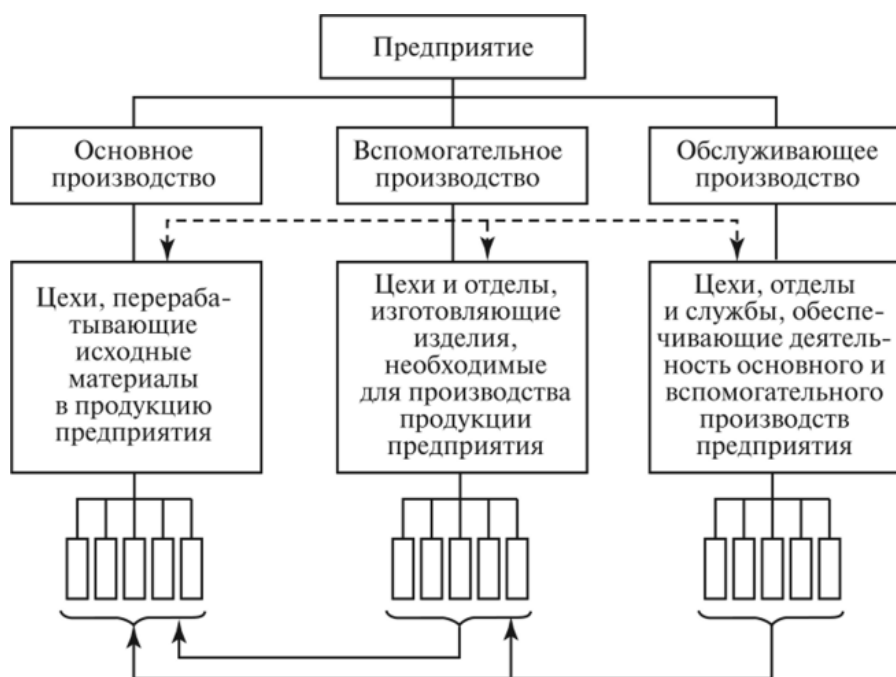


Рис. 2.1. Производственная структура самолетостроительного предприятия:

штриховая линия со стрелками — функциональная зависимость структуры вспомогательного и обслуживающего производств от структуры основного производства; сплошные линии со стрелками — зависимость производственной деятельности подразделений вспомогательного производства от потребностей основного производства и деятельности обслуживающего производства, от потребностей основного и вспомогательного производства

средних, мелких деталей, цех нормалей, изготавливаемых на металлорежущих станках; несколько цехов листовой штамповки: цех штамповки крупных и средних деталей из листовых полуфабрикатов, цех изготовления обшивок, цех изготовления деталей из пресованных профилей, цех или отделение штамповки резиной, штамповки на листоштамповочных молотах, отделение импульсных методов штамповки.

Как правило, по одному цеху организуются: кузнечный (объемная штамповка), литейный, термической обработки, антикоррозионных покрытий, трубопроводов, химического травления. Кузнечный и литейный цехи изготавливают детали мелких и средних размеров. Крупные штамповки, поковки, крупное стальное и алюминиевое литье самолетостроительные заводы получают в порядке кооперации с металлургических предприятий.

Цехи по изготовлению деталей реализуют первый этап изготовления самолета. Второй и третий этапы могут реализоваться

совместно в цехах, организованных по предметному признаку, — цех сборки отсеков фюзеляжа, цех сборки центроплана и крыльев, цех хвостового оперения и др. В этих цехах собирают как узлы данного отсека или агрегата, так и осуществляют окончательную его сборку. Например, в крыльевом цехе могут собираться и панели, и нервюры, и лонжероны, кессонная, носовая и хвостовая части, а затем все эти узлы в том же цехе собирают в стапеле окончательной (общей) сборки крыла. Так же может быть организовано производство и в цехе сборки фюзеляжа, хвостового оперения и др.

При установившемся серийном производстве сборка узлов может быть выделена в отдельные специализированные цехи: цех сборки панелей (соединение обшивок со стрингерами и элементами шпангоутов), цех сборки плоских узлов (нервюр, шпангоутов, лонжеронов и др.), цех сборки сотовых конструкций и др. Производство узлов в специализированных цехах дает возможность применить большую механизацию труда, так как это ведет к увеличению программы выпуска изделий цеха, а кроме того, затраты на более совершенное технологическое оснащение, специализированное оборудование и средства автоматизации окупаются быстрее. Сборка при помощи сварки, склеивания, пайки, сборка сотовых конструкций, изготовление деталей из неметаллических материалов сосредотачиваются в отдельных цехах или отделениях.

Четвертый и пятый этапы — общая сборка и монтажные работы — сосредотачиваются в одном цехе общей или окончательной сборки. При установившемся производстве самолета монтажные работы по возможности рассредоточиваются на этапы агрегатной и узловой сборки, что позволяет сократить цикл общей сборки.

Заключительный этап изготовления самолета — испытания — выполняется частично в цехах агрегатной сборки, например, испытания на герметичность, в большей степени — в цехе окончательной сборки, на контрольно-испытательной станции и завершаются в аэродромном цехе, где производятся наземные испытания, а затем летные испытания, для проведения которых в пределах аэродромного цеха организуется летно-испытательная станция (ЛИС).

Для обеспечения цехов основного производства специальными технологическими приспособлениями, контрольно-испытательными стендами и приспособлениями, а также

инструментами на заводе организуют несколько вспомогательных цехов: плазово-шаблонный цех, цех сборочных приспособлений, инструментальный цех, цех по изготовлению штампов, цех по ремонту оборудования и др.

Кроме основных и вспомогательных цехов на заводе имеются обслуживающие подразделения, которые, не будучи непосредственно связанными с технологическими процессами изготовления деталей и сборки самолета, играют важную роль в производственном процессе завода.

На технологическую оснащенность цехов основного производства определяющее влияние оказывает тип производства. Различают три типа производства: массовое, серийное и единичное. *Массовое производство* характеризуется выпуском изделий в больших количествах при максимальной специализации, и ему свойственна высокая степень совершенства технологического оснащения. В массовом производстве применяется специальное оборудование, предназначенное для выполнения лишь одной операции или нескольких операций, но относительно одной детали, специальные приспособления и инструменты, автоматизированное оборудование и автоматические линии. В массовом производстве ручной труд применяется ограниченно. Однако технологическое оснащение такого производства занимает длительный срок и стоит очень дорого, поэтому только большой его объем оправдывает эти затраты.

Самолетостроительное производство не является массовым. Нет необходимости выпускать самолеты в массовом порядке, как, например, автомобили или тракторы. Но внутри самолетостроительного предприятия некоторые детали, идущие на каждый самолет в большом количестве, изготавливаются с учетом специфики массового производства. Например, на самолет клепаной конструкции идет от нескольких сот тысяч до миллиона заклепок, несколько десятков тысяч болтов, винтов, гаек, шайб; эти нормализованные детали изготавливаются на специальных или специализированных автоматах.

Серийное производство характеризуется выпуском однотипных машин сериями, в ограниченных количествах; ему свойствен средний уровень специализации и технологического оснащения. Здесь реже применяется специальное оборудование, больше — специализированное и универсальное оборудование, предназначенное для изготовления однотипных деталей или однотипных технологических операций. В серийном производстве больше применяются универсальные и специализированные технологические приспособления, переналаживаемые в зависимости от конструкции деталей и узлов, универсальный инструмент, упрощенные методы производства. В общем балансе труда здесь заметную роль играет ручной труд.

Производство самолетов относится к серийному производству.

Единичному производству свойствен выпуск одного или нескольких изделий; уровень технологического оснащения здесь ниже серийного. Технологические процессы оснащаются универсальными видами оборудования, приспособлений, инструмента, видами специализированного оборудования для изготовления групп однотипных деталей, характеризуются упрощенными методами изготовления деталей и сборки, при внедрении которых не требуется дорогостоящих приспособлений. Доля ручного труда здесь выше, чем в серийном производстве.

Уровень технологического оснащения может быть оценен сравнительными данными: числом операций, приходящихся на единицу оборудования, соотношением между механизированным и ручным трудом, соотношением структурных составляющих себестоимости изделия, а также степенью специализации и др.

На уровень технологических процессов в цехах основного производства оказывают влияние объем производства и программа выпуска машин. *Объем производства* — это общее количество машин данного типа, подлежащих изготовлению на заводе. Объем производства машин определяется государственными планами, исходя из потребностей народного хозяйства. *Программа выпуска* —

это количество машин, выпускаемых заводом за календарный год. В самолетостроительном производстве объем производства зависит от класса и назначения машин и может колебаться в пределах от нескольких десятков (сверхтяжелые самолеты) до нескольких сот. Годовая программа выпуска назначается в зависимости от объема производства и колеблется в широких пределах в зависимости от класса машин и потребностей.

Инженерные подразделения технологического характера занимают ведущее место на предприятии. Они возглавляются главным технологом и главным металлургом предприятия. Специалисты в области технологии разделяются на предприятии по видам работ, а внутри каждого вида работ — на специалистов по методам и по средствам производства.

Первая группа специалистов разрабатывает технологические процессы изготовления деталей, сборки и монтажа систем самолета, определяет режимы обработки, совершенствует и изобретает новые методы на основе изучения механики и физики, конкретных технологических процессов и операций; назначает номенклатуру технологического оборудования, определяет и оформляет заказы на новое оборудование, необходимое в связи с появлением в конструкции самолета деталей и агрегатов, которые не могут быть обслужены существующим оборудованием. Развитие методов производства по отдельным видам работ, выбор из них наиболее прогрессивных и распространение их в пределах всей отрасли самолетостроения — в решении этой очень крупной и важной задачи большую роль играют технологи — специалисты по отдельным видам работ.

Вторая группа специалистов осуществляет проектирование средств производства, совершенствует и развивает эту не менее важную сторону технологии, создает новые виды технологического оснащения, с большими технологическими возможностями, с большей степенью автоматизации; разрабатывает средства контроля.

Подобную структуру имеют и технологические отраслевые научно-исследовательские институты.

Производственный процесс предприятия — сложный комплекс первичных процессов основных, вспомогательных и обслуживающих подразделений предприятия, обеспечивающих своевременный выпуск заданной продукции.

Производственный процесс самолетостроительного предприятия подчинен одной цели — выпуску самолета (самолетов) определенного типа требуемого качества и в заданном количестве. Конкретный состав подразделений предприятия, а следовательно, и структура производственного процесса данного предприятия образуются в первую очередь в зависимости от технологического процесса изготовления запущенного в производство самолета.

Структура технологического процесса и особенно его техникоэкономические показатели в большой степени зависят от объема производства и программы выпуска изделий.

Объем выпуска изделий — количество изделий определенных наименований, типоразмера и исполнения, изготавливаемых или ремонтируемых объединением, предприятием или его подразделением в течение планируемого времени.

5. Методы увязки при производстве и сборке ВС, виды сборки.

На сегодняшний день в практике самолётостроения существуют следующие **методы увязки** изделия: чертёжно-инструментальный; чертёжно-шаблонный; чертёжно-макетный; плазово-инструментальный; плазово-шаблонный; плазово-макетный; эталонно-инструментальный; эталонно-шаблонный; эталонно-макетный; программно-инструментальный; программно-шаблонный; программно-макетный.

(Бесплазовая увязка размеров в агрегатно-сборочном производстве)

Интегрированное количество самолетов, определяемое параметрами лётно-эксплуатационных, ресурсных и экономических показателей, во многом зависит от технологии и организации производства ЛА. Одной из главных составляющих производственного процесса изготовления ЛА является сборочное производство.

Особенности сборочных работ обусловлены спецификой ЛА как объекта производства:

- Многодетальностью конструкции (до 1500-2000 деталей на одну тонну массы)
- Малой жесткостью деталей и сборочных единиц (СЕ) из-за больших габаритов
- требований по минимизации массы;
- Сложностью форм аэродинамических и других поверхностей, высокими требованиями к точности их реализации;
- Большим количеством соединений и разнообразием их конструктивного исполнения;
- Значительным объемом ручных операций;
- Высокими требованиями к качеству сборки СЕ и изделия в целом.

Сборочное производство является одним из завершающих и наиболее ответственных этапов производства самолетов. Уровень технического и организационного совершенствования сборочного производства, трудоемкость которого для современного самолета достигает 40% трудоемкости изготовления ЛА в целом, в значительной степени определяет его технологическую себестоимость и основные показатели экономической эффективности самолетостроительного предприятия.

Ведущие мировые производители самолетов, а также компании, специализирующиеся на изготовлении агрегатов, отсеков и других подборок планера ЛА, постоянно совершенствуют технологию сборочного производства. Современный уровень развития авиационной технологии создает для этого объективные предпосылки:

- Возможность создания самолета в условиях функционирования корпоративной CAD/CAM/CAE-среды, в которой работают предприятия-разработчики, предприятия-изготовители и эксплуатанты;
- Наличие на рынке средств технологического оснащения (СТО) авиационного производства, гаммы современного оборудования для автоматизированного изготовления деталей, выполнения соединений и стыковки деталей и подборок – составных частей планера (СЧ), контроля форм и размеров деталей, СЕ и элементов сборочной оснастки;
- Апробированные на практике рациональные формы организации сборочного производства.

Опыт ряда предприятий, фирм и компаний показывает, что достижению ими высокого технико-экономического уровня сборочного производства и оптимизации показателя «цена-качество» продукции способствует применение бесплазовой увязки размеров в агрегатно-сборочном производстве. Этот метод обеспечивает достижение требуемых показателей точности размеров и формы сборочных единиц наряду с минимизацией трудоемкости и цикла их сборки.

Сущность метода бесплазовой увязки размеров.

Основным направлением в области совершенствования процессов сборки является создание автоматизированных систем на базе развития аппарата математического моделирования объектов и процессов производства с использованием современных средств вычислительной техники и оборудования с ЧПУ. Для самолетостроения это означает переход от связанного (зависимого) изготовления деталей к независимому, воспроизводящему объекты с заданной степенью точности, достаточной для обеспечения взаимозаменяемости. Вместе с тем при переходе на независимый

метод изготовления деталей возникает ряд проблем, от решения которых зависит успешное решение вопросов автоматизации процессов сборки. Например, создание широкоразвитого гибкого аппарата математического моделирования поверхностей самолетов, который позволял бы производить все необходимые расчеты, как на этапе проектирования, так и при технологической проработке изделий; разработка математического обеспечения и программ для проектирования и воспроизведения объектов практически любой сложности; разработка высокоавтоматизированных систем для создания соответствующих программ.

В настоящее время появились методы, позволяющие описывать подавляющее большинство различных вариантов аэродинамических поверхностей: фюзеляжа, гондолы двигателя, нелинейчатых и линейчатых крыльев, каналовые разветвляющиеся и неразветвляющиеся поверхности – в значительной степени автоматизировать процессы конструирования поверхностей.

Широкое распространение аналитических методов задания обводов, автоматизация расчетов и записи программ для оборудования с ЧПУ способствовали разработке независимого метода образования форм и размеров сопрягаемых элементов конструкции, т.е. метода бесплазовой увязки (МБУ) конструктивных элементов планера.

Увязка размеров при МБУ осуществляется с помощью математической модели аэродинамической поверхности, полученной расчетным путем. Образование взаимосвязанных рабочих контуров сборочных единиц обеспечивается точным изготовлением их на станках с ЧПУ. При использовании МБУ точность увязки сопрягаемых элементов конструкции находится в прямой зависимости от точности их изготовления.

Таким образом, МБУ базируется на использовании принципов независимого изготовления деталей, математического моделирования поверхностей, а также построения управляющей информации, не зависящей от применения методов проектирования обводов изделий.

Сущность бесплазowego метода изготовления и метода бесплазовой увязки заготовительной и сборочной оснастки заключается в том, что с помощью системы исходных числовых данных о геометрических формах и размерах обводов изделия, рассчитанных на ЭВМ, выдерживаются заданные допуски при расчетах, вычерчивании плазовых линий, изготовлении контуров оснастки и механообрабатываемых изделий.

Благодаря применению универсальных средств ЧПУ МБУ размеров позволяет:

- сократить почти в 10 раз цикл и трудоемкость изготовления элементов некоторых видов оснастки, связанных с обводами;
- избежать изготовления при запуске изделия большого числа специальных средств;
- расширить фронт работ;
- объединить разорванные цепи изготовления и сборки деталей, узлов и агрегатов планера на единой расчетно-координатной основе;
- создать в сфере подготовки производства систему расчета и записи управляющих программ для всего оборудования с ЧПУ.

Заготовительная и сборочная оснастки, связанные с теоретическими контурами самолетов, подразделяются по координатному принципу на плоскую оснастку с рабочим контуром, имеющим постоянную или переменную малку, и объемную оснастку с поверхностями одинарной или двойной кривизны.

Так как внешние обводы самолетов задаются аналитически, применение МБУ и средств бесплазовой увязки распространяется на элементы оснастки, связанные с теоретическими контурами изделий. Контроль геометрических параметров обводообразующей оснастки осуществляется различными методами с применением различных средств контроля.

7. Основные термины и определения при ремонте авиационной техники.

Ремонт боевой авиационной техники производится авиаремонтными предприятиями ВВС (АРП ВВС), заводами промышленности, войсковыми авиационно-ремонтными мастерскими (ВАРМ), личным составом частей и подразделений.

В зависимости от характера повреждений и неисправностей, технического состояния АТ и потребной, трудоёмкости ремонта, как правило, останавливаются следующие виды ремонта:

-капитальный;

-средний;

-текущий;

-мелкий.

Капитальный ремонт - ремонт, выполняемый для восстановления исправности полного восстановления ресурса АТ с заменой или восстановлением любых её частей, включая базовые.

Средний ремонт - ремонт, выполняемый для восстановления исправности частичного восстановления ресурса АТ с заменой или восстановлением составных частей ограниченной номенклатуры и контролем технического состояния составных частей, осуществляемыми в объёме, установленном нормативно-технической документацией.

Текущий ремонт - ремонт, выполняемый для обеспечения или восстановления работоспособности АТ и состоящий в замене и (или) восстановлении отдельных её частей.

Мелкий ремонт - характеризуется работами, которые можно выполнять в условиях авиационных эскадрилий (АТО) за время, не превышающие, в мирное время 10 суток и в военное 6 часов.

В зависимости от места выполнения существуют следующие виды ремонта:

-заводской;

-войсковой.

Заводской ремонт АТ - ремонт АТ на АРП ВВС или заводах МАП, при передаче на которые АТ снимается с эксплуатации.

Войсковой ремонт АТ - ремонт АТ в местах размещения или базирования авиационных частей или расположения неисправной техники силами и средствами эксплуатирующих авиационных частей, войсковых авиаремонтных мастерских, а также выездными ремонтными бригадами АРП ВВС и заводов промышленности.

Для быстрого ввода в строй неисправный АТ чаще всего применяется агрегатный метод ремонта. На ряду с агрегатным методом применяются также обезличенный, необезличенный и комбинированный методы ремонта боевой АТ.

Обезличенный метод ремонта - метод ремонта, при котором не сохраняются принадлежность составных частей к определённому экземпляру АТ.

Необезличенный метод ремонта - метод ремонта, при котором, сохраняется принадлежность восстанавливаемых составных частей к определённому экземпляру АТ.

Агрегатный метод ремонта - обезличенный метод ремонта, при котором неисправные агрегаты заменяются новыми или заранее отремонтированными.

Под агрегатом понимается - сборочная единица, обладающая свойствами полной взаимозаменяемости, независимой сборки самостоятельного выполнения определённой функции в образцах техники, различного назначения, например, электродвигатели, редуктор, насос и т.д.

Комбинированный метод ремонта - метод ремонта, заключающийся в одновременном использовании при ремонте самолёта (вертолёта) и его составных частей обезличенного и необезличенного методов ремонта.

9. Причины поступления АТ в ремонт. Виды износа АТ и его характеристики.

Причина: износ элементов конструкции, конструктивные недостатки и производственные дефекты, нарушение правил эксплуатации. Лишь в процессе массовой эксплуатации самолетов и двигателей появляется возможность выявить все слабые места конструкции изделий **АТ**. В разнообразных условиях работы при эксплуатации ВС специалистами выявляются те или иные конструктивные недостатки, которые могут привести к выходу авиатехники из строя. В результате в ремонтных органах приходится не только ремонтировать самолеты и двигатели, но и решать вопросы о доработке конструкций.

К главным видам износа можно отнести следующие виды.

1. **Адгезионный износ** возникает в условиях трения, когда два гладких тела скользят друг по другу и частицы материала, вырванные с одной поверхности, прилипают к другой. Этот вид износа имеет место, когда атомы контактирующих поверхностей входят в близкий контакт. На площадях контакта при скольжении поверхностей всегда существует вероятность того, что из-за адгезионных сил разрушение этого контакта происходит не по первоначальной поверхности раздела одного материала, а внутри него.
2. **Абразивный износ** возникает в условиях трения, когда более твердые шероховатые поверхности скользят по более мягким, царапают или пропахивают ее, образуя свободные частицы. Абразивный износ может возникнуть и тогда, когда твердые частицы попадают между поверхностями трения и изнашивают их.
3. **Коррозионный износ** имеет место, когда контакт поверхностей происходит в коррозионных средах. В процессе скольжения образующиеся на поверхности пленки разрушаются и коррозионное воздействие распространяется вглубь материалов.
4. **Поверхностная усталость** наблюдается во время многократного скольжения или качения по одним и тем же поверхностям с непрерывно повторяющимися циклами нагружения и разгрузки. По [ГОСТ 27674-88](#) различают механическое, коррозионно-механическое и электроэрозионное изнашивание, а изнашивание деталей машин и механизмов принято классифицировать по причинам, в соответствии с которыми различают механическое, коррозионно-механическое, абразивное, гидроабразивное, газоабразивное, эрозионное, кавитационное, усталостное, окислительное, электроэрозионное изнашивание и фреттинг-коррозию. К основным явлениям и процессам при трении и изнашивании относятся: схватывание, перенос материалов, задираание, выкрашивание и отслаивание. Различают схватывание 1-го рода (холодный задир) и 2-го рода (горячий задир).

Вопросы 11 раздела.

1. **Назначение, конструкция гидравлической системы самолета.**

Гидравлическая система самолета предназначена для управления механизмами и системами, которые отвечают за безопасность полета. На современных самолетах гидравлическая система имеет большое значение, наблюдается широкое использование гидроприводов рулевых поверхностей. Долговечность, живучесть и надежность гидросистемы обеспечивает совершенство конструкции агрегатов, многократное резервирование в качестве гидропривода источника энергии, автоматизация управления, контроль работы экипажа.

Использование гидроприводов на самолете вызвано относительно малыми размерами и габаритами, малой инерционностью и большим быстродействием исполнительных механизмов. Гидравлический аппарат имеет массу и габариты в размере 10% габаритов и массы электрического агрегата такой же мощности и назначения.

Гидравлические системы используют для управления рулями и стабилизатором, выпуска и уборки шасси посадочно-взлетной механизации, прочих потребителей.

Недостатком гидросистемы самолета является сравнительно большая масса рабочего тела, трубопроводов и агрегатов, зависимость их работы от температуры окружающего пространства. Повреждения трубопроводов и агрегатов, из-за чего теряется герметичность, могут послужить причиной выброса жидкости, а далее – отказов гидросистемы.

В большинстве самолетов рабочим телом гидросистемы является гидравлическое авиационное масло АМГ-10. Во многом характер работы системы зависит от свойств этой жидкости.

Она нейтральна к дюралюминию и стали, а вязкость незначительно изменяется по температуре. Жидкость становится пожароопасной при достижении температуры 120°C. На самолете Ил-86 применяют негорючую взрывобезопасную жидкость на основе минеральных масел НГЖ-4, которая выдерживает температуру до 200°C.

Чаще всего на авиалайнерах используются гидросистемы с приводом от авиационных двигателей, с воздушным или электрическим приводом, имеющие в конструкции насосы переменной производительности.

Гидросистема самолета состоит из двух частей:

- сеть источников давления – предназначена для аккумулирования энергии, создания рабочего давления, распределения по потребителям и размещения запаса жидкости, регулирования давления внутри системы;
- сеть потребителей – состоит из компонентов, каждый из которых предназначен для запуска определенного механизма.

Например, гидравлическая система современного самолета питает рабочей жидкостью:

- приводы механизации крыла и системы управления самолетом;
- сети выпуска-уборки шасси;
- механизмы поворота колес передней стойки;
- сети управления задним и передним грузополком;
- сети управления стеклоочистителями;
- сети торможения колес.

Ко многим потребителям поступает энергия одновременно от нескольких гидросистем. При выходе из строя одной гидросистемы потребитель без проблем продолжает питаться ресурсами другой.

Рулевые поверхности на самолете управляются от максимально возможного числа установленных систем, а ответственные потребители (шасси, закрылки и т.д.) – как минимум от 2 гидравлических систем. Те потребители, которые работают только в положении самолета на земле, управляются одной гидросистемой.

Каждая гидросистема имеет, кроме основных насосов, резервные источники питания. Последние

представлены гидротрансформаторами, турбонасосными установками и электроприводными насосными станциями.

Предназначение гидротрансформаторов заключается в создании давления в гидросистеме во время отказа основных насосов или отказа двигателя, используя энергию смежной гидросистемы. Передача мощности при этом с одной гидравлической системы в другую происходит без перехода рабочей жидкости.

Гидротрансформатор – это резервный агрегат, который состоит из двух нерегулируемых моторов-насосов.

В гидротрансформаторе каждый из моторов-насосов подсоединен к своей гидросистеме, их жидкости между собой не контактируют. Во время работы гидротрансформатора один из моторов-насосов работает в качестве гидромотора и вращает второй мотор-насос, создающий давление рабочей жидкости в системе питания.

Роль турбонасосных установок заключается в создании давления жидкости во время полета самолета при отказе двигателя определенной системы и для функционирования потребителей гидравлической системы при стоянке летательного аппарата на земле с выключенными двигателями. Турбонасосная установка – это гидравлический насос, который приводится в действие от работы воздушной турбины. Сжатый воздух для установки отбирается от одного из двигателей или ВСУ самолета. Насосные станции с электроприводом являются аварийным источником давления во время полета и питают потребителей при обслуживании самолета на земле.

Для предотвращения кавитации перед насосом в линии всасывания создают избыточное давление. С этой целью дренажную систему гидробака подключают к компрессору авиадвигателя, соединяют с системой кондиционирования или подключают к ней подкачивающие насосные станции.

На большинстве самолетов как основная используется гидравлическая система с насосами переменной производительности. В ней давление увеличивается за счет аксиальных роторно-плунжерных насосов. Чувствительный компонент автоматического насоса реагирует на смену величины давления в гидравлической системе и через сервомеханизм изменяет производительность насоса, ход плунжеров, положение наклонной шайбы. Почти постоянно насос способен производить подачу в широком диапазоне давлений. Достигнув определенного значения давления, близкого к рабочему в гидросистеме, срабатывает автоматический механизм, и производительность насоса уменьшается до минимальной, необходимой для его охлаждения и смазки. Охлаждение жидкости выполняется в радиаторе.

Когда давление жидкости понижается, автомат производит включение насоса на полную подачу. Если автоматическое устройство не работает, насос начинает функционировать с максимальной производительностью, когда через предохранительный клапан в бак сбрасывается избыточная жидкость.

Преимущество гидравлической системы с насосами переменной производительности заключается в плавной разгрузке насосов, уменьшающей гидроудары.

Работа гидравлической системы с насосами постоянной производительности схожа с работой гидросистемы с насосами переменной производительности тем, что так же может направляться по 2-х магистралям:

1. магистраль, питающая потребителей;
2. магистраль, соединяющая линию высокого давления и гидробак.

Отличие от системы с насосами переменной производительности заключается в том, что жидкость не может одновременно двигаться в двух направлениях.

При зарядке гидроаккумулятора или работе потребителей жидкость из насоса через автомат разгрузки и фильтр поступает в систему на потребители и на зарядку аккумулятора. Когда давление повышается до предела рабочей величины, происходит переключение движения рабочей жидкости автоматом разгрузки в линию слива.

Основной недостаток гидросистем с насосами постоянной производительности – необходимость всегда работать с автоматом разгрузки. Такие системы недолговечны, ведь из-за неоднократных отключений-подключений насосов возникают дополнительные колебания.

Кроме использования автомата разгрузки, существуют другие схемы подключения насосов постоянной производительности. Их используют в основном в аварийных гидросистемах.

3. Назначение, конструкция ПОС самолета

Противообледенительная система (ПОС) — совокупность технических средств, предназначенных для^[1]:

- предотвращения нарастания ледяного слоя на конструктивных элементах [летательного аппарата](#) (ЛА),
- удаления появившегося льда в целях обеспечить всепогодность и повысить безопасность полёта в условиях обледенения.

Электротепловая

Заложенные под обшивкой летательных аппаратов и в передней кромке [воздушных винтов](#) электронагревательные элементы (чаще всего — из [нихромовой](#) или [константановой](#) проволоки или ленты), питание на которые обычно подаётся не непрерывно, а по программе — во избежание как перегрузки системы электроснабжения, так и перегрева. С этой же целью ЭТ ПОС зачастую разбита на поочередно включающиеся секции, например, на самолёте [Ил-18](#) элементы обогрева крыла и оперения разбиты на четыре симметричные секции, каждая из которых работает ~38 с в общем цикле длиной ~154 с, а на самолёте [Ту-154](#) изначально было восемь секций противообледенителей предкрылков, число которых при доработках было сокращено сперва до четырёх, а на всех Ту-154М и успевших пройти модернизацию Ту-154Б-1 и Б-2 — до двух.

Питаться ЭТ ПОС может как постоянным напряжением 27 В (как правило, на устаревших типах самолётов с основной [системой электроснабжения постоянного тока](#), а также в микромощных потребителях наподобие обогреваемых [ПВД](#) и ППД), так и переменным напряжением 115/208 В. Например, на дальнем [бомбардировщике Ту-95](#) элементы обогрева крыла питаются напряжением 27 В, а элементы обогрева передних кромок лопастей воздушных винтов (и лобовой части кока винта) — линейным напряжением 208 В.

Также локально обогреваются для предотвращения обмерзания и искажения снимаемых параметров полёта различные датчики и сигнализаторы, работающие в воздушном потоке, например: приёмники полного (ППД) или воздушного (ПВД) давления, плиты отверстий приёмников статического давления, приёмники заторможенного воздушного потока, датчики [угла атаки](#) (ДУА) и др.

Практически на всех типах ЛА обогреваются лобовые стёкла пилотской кабины. Стёкла изготавливаются многослойными ([триплекс](#)), и между слоями проложена прозрачная

токопроводящая плёнка с электродами вблизи кромок стекла. На обогревательный элемент стекла подаётся переменное напряжение от регулируемого автотрансформатора, обычно в пределах от 160 до 250 вольт (это зависит не только от типа стекла, но имеется некоторый индивидуальный разброс даже среди однотипных стёкол). Также на многих ЛА обогрев стёкол двухрежимный. Полный режим, предусматривающий непрерывную подачу питания на электрообогрев стекла, может использоваться только в полёте, при интенсивном обдуве набегающим потоком воздуха. На земле это может привести к растрескиванию стекла, поэтому устанавливаются автоматы обогрева, подающие питание циклично: после нагрева до +20-30 градусов питание отключается, стекло остывает, затем процесс повторяется снова. Каждое стекло снабжено парой термодатчиков (один рабочий, второй запасной). Кроме того, для предотвращения запотевания стёкол изнутри кабины на них подаётся тёплый воздух из системы кондиционирования.

Воздушно-тепловая

Работает за счёт растапливания льда теплом отобранного от [двигателей](#) горячего воздуха. Чаще всего ВТ ПОС применяется для обогрева неподвижных в полёте элементов конструкции самолёта (оперения, дверей, отсека [ВСУ](#), носков крыла), а также лопаток входных направляющих аппаратов (ВНА) самих двигателей.

Химическая

Работает на принципе растворения льда химическим реагентом, чаще всего этиловым спиртом, водный раствор которого имеет значительно более низкую температуру замерзания, чем чистая вода. Также перед взлётом в условиях обледенения (близкая [точка росы](#), нулевая или отрицательная температура воздуха) летательный аппарат может быть обработан реагентом со специальной машины, в настоящее время — чаще всего жидкостью «Арктика», смесью [этиленгликоля](#) и противокоррозионной присадки.

Спиртовое противообледенение достаточно широко применялось в ЛА середины XX века, в более поздних ЛА спирт применялся только для обмыва лобовых стёкол, как резерв к электрообогреву. Например, химическая ПОС установлена на несущем винте вертолёта [Ми-6](#).

Механическая

Принцип действия основан на деформации обшивки, под которую закачан сжатый воздух. При этом образовавшийся лёд раскалывается и уносится скоростным напором.

5. Назначение, конструкция противопожарной системы самолета.

На борту ВС имеется большой запас топлива. По мере выработки топлива происходит его интенсивное испарение, в результате чего в над топливном объеме баков создается взрывоопасная топливно-воздушная газообразная смесь.

Установленное на борту оборудование с контактной коммутацией сетей, кислородные, масляные, топливные и другие системы, создается потенциальная возможность возникновения пожара в отсеках или взрыва топливных баков при работе этого оборудования. Серьезную опасность представляет возникновение искрения в местах ненадежной металлизации и при полетах в условиях грозовой деятельности.

При компоновке самолетов предусматривается создание автономных отсеков для размещения взрывоопасной аппаратуры, установка противопожарных и тепловых экранов, автоматических систем перекрытия топливных магистралей, обеспечение достаточной вентиляции отсеков и др.

Азотирование топлива, заполнение свободных объемов топливных баков нейтральным газом.

Азотирование это процесс насыщения топлива жидким азотом, в результате чего происходит вымораживание воды и уменьшение в нем концентрации кислорода и атмосферного воздуха. По мере выработки топлива азот заполняет над топливное пространство бака, вытесняя его пары и воздух через дренажную систему.

Применение систем нейтрального газа позволяет при создании избыточного давления над зеркалом топлива уменьшить интенсивность испарения, а образовавшиеся пары вытеснять через дренажную систему бака, предотвращая этим образование взрывоопасных смесей паров топлива и воздуха. В качестве нейтрального газа используется углекислый газ или азот.

Все самолеты оборудуются противопожарными системами, в состав которых входят сигнализирующие устройства и система тушения пожара.

На современных самолетах применяются системы сигнализации о повышении температуры среды и о пламени в защищаемых отсеках.

На рисунке показана электрическая схема системы сигнализации о повышении температуры среды в отсеках типа ССП.

В ее комплект входят несколько последовательно соединенных датчиков и исполнительный блок. Датчиками служат терморелы,

При нагревании среды со скоростью, превышающей 2°C в секунду, что характеризует возможную опасность возникновения пожара, в термобатареях датчиков возникает термоэлектродвижущая сила. Она, в свою очередь, вызывает появление тока в обмотке поляризованного реле Р1. При их срабатывании замыкается цепь реле Р2, которое включает сигнальную лампочку Л или табло в сеть и подключает звуковой сигнал.

Для контроля работоспособности системы перед полетом предусмотрены реле Р3 и кнопка контроля К. При нажатии на нее срабатывает реле и подключает датчики к бортовой сети. Загорание лампочки или табло указывает готовность системы к действию.

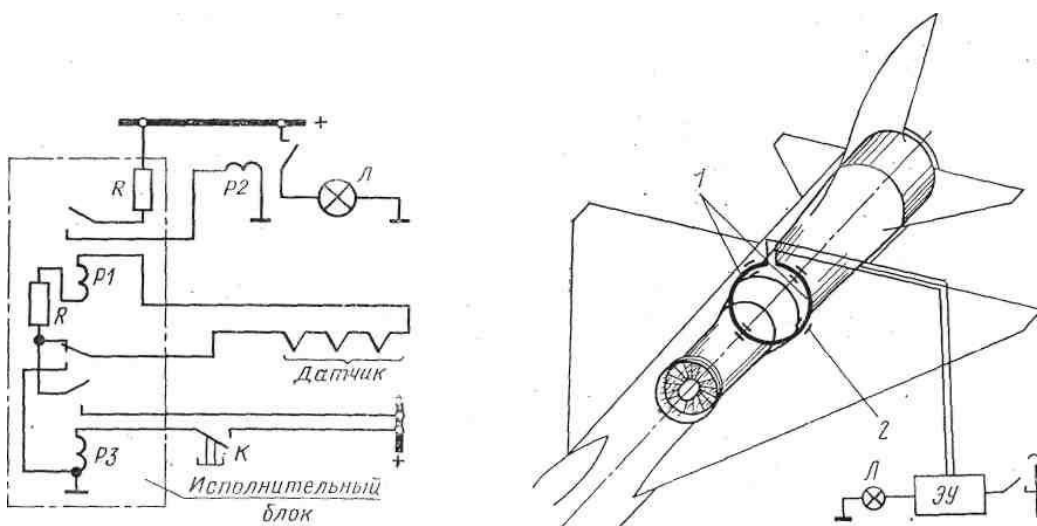


Рис. Электрическая схе- Рис. Структурная схема системы

ма системы сигнализации сигнализации типа ИС:

1 — датчик; 2 — изолятор

Описанная система обладает инерционностью и подвержена возможности ложного срабатывания при облучении датчиков электромагнитными волнами или магнитным полем от установленного на борту оборудования. Поэтому их необходимо экранировать.)

На пассажирских самолетах система пожаротушения имеет 2—3 очереди, т. е. может функционировать 2—3 раза, причем первая очередь включается автоматически от системы сигнализации. В качестве огнегасящего вещества для тушения пожара вне кабины самолета применяется фреон-114В2.

Противопожарное оборудование обеспечивает:

- световую и звуковую сигнализацию о возникновении пожара;
- сигнализацию экипажу о возникновении пожара на ЛА;
- автоматическое управление пожаротушением при пожаре в любом пожароопасном отсеке;
- ручное управление пожаротушением;
- аварийное включение пожаротушения при аварийной посадке с убранными шасси;
- проверку исправности электроцепей системы сигнализации и тушения пожара.

К средствам обнаружения пожара относятся датчики, блоки управления, блоки реле и т. п.

В системах пожарной сигнализации для обнаружения пожара применяются датчики, работающие на принципе:

- использования свойства биметаллической пружины изгибаться при изменении температуры окружающей среды (датчики типа ТИ, АД-155А-3К);
- использования термоэлектродвижущей силы, возникающей в датчиках при изменении температуры окружающей среды со скоростью, превышающей скорость изменения температуры в обычном рабочем режиме (датчики типа ДПС-1АГ, ДТБГ, ДТБ-2А, ДП-11 и др.).

Работающие на этих принципах датчики в системах сигнализации пожара (ССА-2А, ССП-7, ССП-ФК, 2С7К и др.) вырабатывают и выдают от систем обнаружения к элементам сигнализации в кабине экипажа, электрические сигналы о возникновении пожара в контролируемых отсеках.

Одновременно сигналы поступают в систему пожаротушения, к аппаратуре речевой информации, в систему регистрации режимов полета.

К системе пожарной сигнализации относятся: мигающие красные табло «Пожар», световые табло на панелях управления и сигнализации противопожарной системы, сигналы речевой информации, поступающие в телефоны членов экипажа.

Баллоны с огнегасящей смесью (УБЦ-16-5, УБШ-3-3, ОС-8М), системы (автоматической и ручной) включения огнетушителей, трубопроводов, устройств сигнализации саморазряда огнетушителей, электромагнитных кранов, распылительных коллекторов, аппаратуры управления огнегасящим составом.

Для ликвидации пожара в отдельных не пожарозащищенных отсеках используются переносные огнетушители, наполненные жидким фреоном (ОФ-7), фреон 114В2, хладон или углекислотой (ОУ).

На самолете имеются следующие ПП системы:

1. Система сигнализации пожара ССП-2А в мотогондолах и в отсеке ВСУ
2. Система сигнализации пожара ССП-12 в двигателях
3. Система нейтрального газа (Н.Г.)
4. Система обнаружения дыма в переднем и среднем багажниках
5. Переносные огнетушители типа ОУ и ОР1-2, ОР2-6.

7. Назначение, конструкция, работа, неисправности топливных систем авиационных газотурбинных двигателей.

Вопросы 12 раздела.

1. Задачи технической диагностики. Основные понятия и термины. Прикладные методы диагностики АТ.

Практикой доказано, что самолеты (воздушные суда), имеющие одинаковую наработку, могут иметь различные технические состояния, т. е. разные потенциальные ресурсы. В связи с этим обеспечивать требуемую надежность ВС путем проведения профилактических работ в строго регламентированные наработкой и временем года сроки по меньшей мере нерационально. Сегодня исправность авиационной техники ГА обеспечивается за счет оптимального сочетания различных стратегий технического обслуживания и ремонта (ТО и Р) [1]. Их две:

- *планово-предупредительная*, при которой перечень и периодичность выполнения операций обслуживания и ремонта определяются значениями наработки объекта с начала эксплуатации или после капитального ремонта;

- *по фактическому техническому состоянию*, при котором перечень и периодичность выполнения операций обслуживания и ремонта определяются фактическим состоянием объекта в момент начала технического обслуживания.

Последняя из перечисленных стратегия все больше внедряется в систему технической эксплуатации. Это связано со стремлением обеспечить высокие показатели эффективности использования самолетного парка. Реализовать стратегию технической эксплуатации по фактическому техническому состоянию без развитой системы диагностики ВС практически невозможно.

Система диагностики включает в себя объект, необходимые аппаратные средства, а также исполнителей, взаимодействующих с объектом диагностирования по правилам, установленным соответствующей документацией. В авиакомпаниях ГА имеется развитая сеть лабораторий технической диагностики и неразрушающего контроля (ЛТДиНК), осуществляющих широкий комплекс работ по оценке технического состояния авиатехники и разработке мер по предупреждению отказов.

Внедрение современных методов и средств диагностики при обслуживании гражданских ВС возможно при выполнении ряда условий. Главное из них – приемлемая *контролепригодность* объектов (систем) АТ. Под контролепригодностью понимается свойство объекта, характеризующее его приспособленность (пригодность) к проведению диагностирования заданными методами и средствами.

Контролепригодность может быть оценена количественно. В частности, приспособленность к диагностированию оценивается коэффициентом безразборного диагностирования $K_{б.д}$, а также средней трудоемкостью диагностирования S_d [1]:

$$K_{б.д} = 1 - \frac{P_{р.д}}{(P_{б.д} + P_{р.д})}; \quad S_d = \sum_{i=1}^N S_{di},$$

где $P_{б.д}$, $P_{р.д}$ - число контролируемых параметров объекта, для измерения которых не требуются (требуются) демонтно-монтажные работы соответственно; N - число операций диагностирования.

Большинство эксплуатируемых в настоящее время объектов диагностики (планер, двигатель, функциональные системы) не отличаются высокими показателями контролепригодности. Это затрудняет выбор и реализацию прогрессивных стратегий ТОиР.

Вторым важным условием успешного внедрения в ГА систем диагностики ВС ГА является наличие специальных методик, программ диагностирования, а также правил принятия решений по их дальнейшей эксплуатации. Необходимы также сертифицированное, метрологически аттестованное, современное оборудование и кадры соответствующей квалификации.

Внедрение в процессы ТОиР диагностики ВС дает весомый экономический эффект, формирующийся вследствие оптимального управления техническим состоянием эксплуатируемого парка. Они оказывают существенное влияние на безопасность полетов при всех стратегиях ТОиР. Непосредственной задачей диагностики является *распознавание* состояния объектов (систем) в данный момент времени и на перспективу, а также установление места, вида, а в ряде случаев и причин отказов (неисправностей), возникающих при функционировании.

Методы распознавания (диагностики) разделяют на *экспертные, аналитические и экспериментальные*.

Постановка диагноза при экспертном методе распознавания основана на субъективном мнении специалистов-экспертов. Здесь при постановке диагноза имеет значение опыт, острота органолептических чувств экспертов, а также такое свойство, как интуиция. Недостаток метода заключается в том, что объекты диагностики достаточно сложны. Это приводит к многовариантности диагнозов. К тому же трудно организовать независимую экспертизу. Тем не менее, в ряде случаев экспертный метод является единственно возможным.

В аналитическую группу входят несколько методов распознавания, основанные на вероятностных оценках. Эти методы обстоятельно описаны в работе И. А. Биргера [2]. Они дают возможность оценить различные состояния в многокомпонентных объектах (системах) с вероятностной точки зрения. Недостатки этих методов - необходимость сбора большого объема предварительной (априорной) информации и зависимость от качества этой информации.

Экспериментальные методы распознавания заключаются в испытании объекта в условиях смоделированного или эквивалентного нагружения до тех пор, пока не будут проявляться те или иные состояния, характеризующие так называемую ресурсоспособность конструкции (возможность

отрабатывать назначенные ресурсы). Частным случаем такого распознавания являются испытания до момента разрушения.

В основе задач установления места отказа лежат критериальные оценки, определяющие порядок перебора объекта (системы) [3]. Вид и причины отказов отдельных элементов выявляют по результатам комплексных лабораторных исследований, включающих такие этапы, как фрактурграфия поверхностей разрушения (изломов), металлофизический анализ, механические испытания материала и т. п.

Техническая диагностика базируется на ряде понятий и определений, установленных государственными стандартами.

Техническое состояние – совокупность свойств объекта, характеризующаяся в определенный момент времени при определенных условиях внешней среды значениями параметров, установленными технической документацией на объект. Техническое состояние в зависимости от фактических значений *параметров* можно классифицировать как *исправное, неисправное, работоспособное, неработоспособное, правильно функционирующее, неправильно функционирующее*. Это виды *технического состояния*.

Диагностическим параметром называют физическое явление (характеристику), сопровождающее изменение состояния объекта (системы) в реальном времени, отвечающее требованиям монотонности изменения, а также объективности. Диагностические параметры могут измеряться автоматически или оператором (рецептором) дискретно или непрерывно с помощью диагностического оборудования. Оценка состояния объекта может производиться и без каких-либо измерений, а посредством органов чувств человека (например, визуальный контроль). Такой вид диагностики называется органолептическим контролем.

Для того чтобы присвоить объекту контроля (ОК) один из *видов* технического состояния, необходимо знать *нормы на значения диагностических параметров, обозначающие переход объекта (системы) из одного в другое качество*. Такое количественное значение параметра называется *диагностическим признаком* (например, вибрация – диагностический параметр, а значение вибрации, равное 60 мм/с (так называемая «опасная вибрация» -диагностический признак). В качестве признаков могут использоваться также фотообразцы, натурные объекты с дефектами, всевозможные виды сигнализации на приборах и т.п.

Напомним еще ряд терминов.

Неисправное - состояние, при котором объект не соответствует хотя бы одному из требований нормативно-технической документации (НТД).

Работоспособным называют такое состояние, при котором объект способен непрерывно выполнять заданные функции, удовлетворяя требованиям назначения. При этом часть характеристик может и не удовлетворять требованиям НТД, т. е. объект может быть неисправным.

Неработоспособным называют такое состояние, при котором объект не способен выполнять заданные функции.

Событие, связанное с переходом объекта из работоспособного в неработоспособное состояние, называют *отказом*.

Событием может называться также предотказное состояние объекта, качественно или количественно связанное с возможностью его функционирования по назначению.

Правильное функционирование означает, что объект в текущий момент времени выполняет предписанный алгоритм функционирования.

Техническим диагностированием называют процесс определения технического состояния объекта.

Степень детализации при техническом диагностировании, указывающая, до какой составной части объекта определяется место отказа, называется *глубиной поиска дефекта*. Под дефектом здесь понимается любое аномальное состояние материала конструкции, спровоцированное несовершенством производства, конструирования или нарушением правил эксплуатации.

В ВС большое число отдельных элементов представляет собой т.н. *бинарные объекты*, которые могут находиться только в одном из двух возможных состояний (отсутствие или наличие трещины, отсутствие или наличие коррозии и т. п.). При определении состояния бинарных объектов часто применяют *методы неразрушающего контроля (МНК)*, при использовании которых геометрические размеры дефектов в большинстве случаев не определяются (решаются только идентификационные задачи: «есть – нет», «плохо-хорошо» и т.п.).

Идентификация - отождествление состояния ОК с одним из возможных видов состояния (классом).

Процесс диагностирования в общем случае представляет собой многократную подачу на объект определенных воздействий (входных сигналов), измерение и анализ ответов на эти воздействия. Различают два вида диагностирования объектов (систем) - тестовое и функциональное.

Тестовое диагностирование - при котором на объект подаются специальные воздействия (тесты) для идентификации его состояния. В отличие от тестового *функциональное диагностирование* осуществляется в процессе использования объекта по назначению. Например, измерение тахометром частоты вращения ротора электродвигателя относится к функциональному диагностированию, а проверка целостности обмотки статора с помощью тестера является тестовым диагностированием.

Совокупность предписаний, определяющих последовательность действий при диагностировании, называется *алгоритмом технического диагностирования*. Совокупность алгоритмов диагностирования, выстроенных в определенной последовательности, называется *программой диагностирования*.

3. Основные принципы и методы прогнозирования состояний авиаконструкций.

Главную информацию о состоянии объекта несут комплекс значений диагностических проверок, полученных путем измерения контролируемого параметра ч/з периодические интервалы наработки, т.е. строится функция, характеризующая состояние диагностируемого объекта при эксплуатации. Работоспособность конкретной конструкции изменяется случайным образом. Оценка работоспособности на основе анализа случайной функции, позволяет прогнозировать состояние конструкции на предстоящий период работы. При правильно составленном прогнозе можно обосновать стратегии ТО и Р. Если измерить K_i (значение параметра) в момент времени t_i и построить случайную функцию $K_i(t_i)$, то она будет характеризоваться случайным распределением-плотностью вероятности. Плотность вероятности будет подчиняться нормальному закону распределения, который характеризуется 3-мя параметрами: 1. Мат ожидание $m(K)$

$$S^2 = \sum_{i=1}^n \frac{(K_i - K_{cp})^2}{n-1}$$

2. Дисперсия

$$\sigma_k = \sqrt{S^2}$$

3. Среднее квадратическое отклонение

$$f(K) = \frac{1}{\sigma_k \sqrt{2\pi}} \exp \left\{ -\frac{(K_i - K_{cp})^2}{2\sigma_k^2} \right\}$$

$$h(K) = \frac{1}{\sigma_K \sqrt{2\pi}}$$

Максимальная ордината нормального распределения случ. величины:

$$\pm \delta = \tau_\beta \sigma_K$$

Величина доверительного интервала равна:

где τ_β - табулярный коэф-т. Важной хар-кой случ-ой ф-ции $K(t)$ является автокорреляционная функция (момент корреляции):

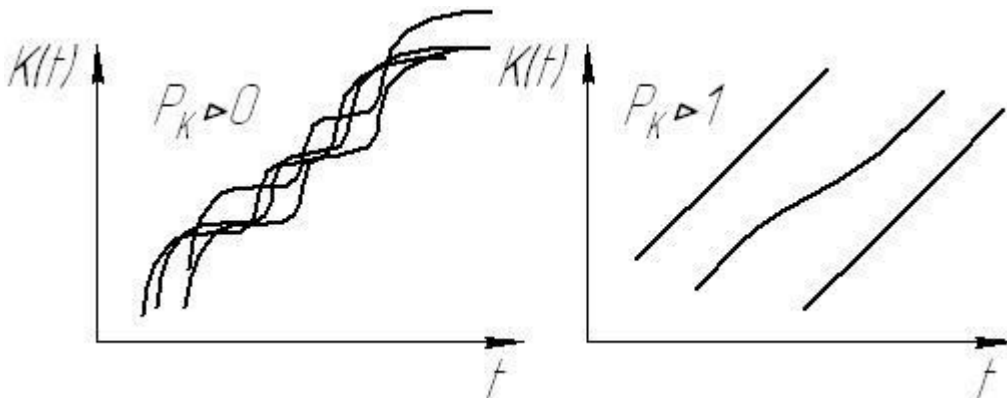
$$M_K(t_1; t_2) = \int (K_1 - K_{cp})(K_2 - K_{cp}) f(K_1, K_2, t_1; t_2) dK_1 dK_2$$

$$f(K_1, K_2, t_1; t_2)$$

- двумерная плотность распределения, кот. Хар-ет взаимную связь значений случ. функции. Автокорреляционная функция показывает связь наличие или отсутствие связей м/у двумя соседними выборками, эту связь удобнее всего рассматривать с применением нормиров. корр. функции.

$$P_K(t_1; t_2) = \frac{M_K(t_1; t_2)}{\sigma_K(t_1)\sigma_K(t_2)}$$

- корреляционная функция



Если $P_K(t_1; t_2) = 0,6-1$, то можно производить только одну реализацию для оценки и диагноза системы. Для практической оценки системы и установления диагноза на первом этапе формируют матрицу:

Заполнение матрицы по строкам и столбцам позволяет построить функции изменения состояний. После построения рассчитывают значение нормированной корреляционной функции.

Если $P_K(t_1; t_2) = 0,6-1$, то исследование проводят только для одной реализации с учетом доверительного интервала, тем самым получают величину наработки, при достижении которой проводится диагностирование.

5. Организация служб диагностики в подразделениях ГА.

В авиакомпаниях ГА организованы: лаборатории надежности и технического диагностирования (производственные участки АТБ); базовые лаборатории диагностирования; группы диагностирования АТБ.

Лаборатории (производственные участки) надежности и технического диагностирования, базовые лаборатории и группы диагностирования организуются для диагностического надзора и прогнозирования состояния авиационной техники на предстоящий период работы.

В состав лаборатории (участка) надежности и диагностики входят группы надежности, параметров, масла; МНК, анализа.

Лаборатория (участок) надежности и диагностики комплектуется инженерами и авиационными техниками по эксплуатации самолетов и двигателей, самолетного авиационного оборудования, электрооборудования; инженерами, техниками и лаборантами по анализу содержания металлов в жидкостях; инженерами и техниками по неразрушающему контролю; инженерами и техниками по учету и обработке информации.