

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

**ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени ИСЛАМА КАРИМОВА**

Зарегистрирован
№ _____
« ____ » _____ 2018г.

У Т В Е Р Ж Д А Ю
Проректор по учебной работе
_____ **О.Зарипов**
« ____ » _____ 2018г.

Кафедра: «Техническая эксплуатация воздушных судов и оборудования»

УЧЕБНО-МЕТОДИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС

дисциплины

«АЭРОДИНАМИКА И КОНСТРУКЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»

Область знаний: **600 000 – Сфера услуг**

Область образования: **620 000 – Транспорт**

Направление образования: **5620200- Управление воздушным движением**

Ташкент 2018

Учебно-методический комплекс составлен на основании программы дисциплины, утвержденной приказом от «__» _____ 201 . № _____ и зарегистрированный № _____ Министерством высшего и среднего специального образования Республики Узбекистан

Составитель: Алиакбаров Д.Т. – ст.преп. каф. «Техническая эксплуатация воздушных судов и оборудования», ТГТУ.

Рецензенты:

Абдужаббаров Нуриддин Анварович – директор отраслевого центра переподготовки и повышения квалификации педагогических кадров при ТГТУ, к.т.н.

Абдувалиев Абдунаби Махмадалиевич – заместитель председателя Республиканского Совета профсоюза авиаработников Узбекистана.

Учебно-методический комплекс обсужден на заседании кафедры «Техническая эксплуатация воздушных судов и оборудования» и представлен на рассмотрение научно-методическом советом факультета (протокол № ____ от «____» _____ 2018 г.).

Заведующий кафедрой _____ Сагдиев Т.А.

Секретарь _____ Махкамова М.

Учебно-методический комплекс рассмотрен на заседании Учебно-методического совета факультета «Инженерных технологий» и представлен на рассмотрение Научно-методическом советом университета (протокол № _____ от «____» _____ 2018 г.).

Председатель _____

Учебно-методический комплекс рассмотрен и утвержден на заседании Научно-методического совета университета (протокол № ____ от «____» _____ 2018 года).

Секретарь Научно-методического совета _____ Н.Мамбетов.

СОДЕРЖАНИЕ

№	Наименование раздела	Стр.
1.	Конспект лекций	5
2	Лабораторные занятия	134
3	Курсовая работа	207
4	Практические занятия	226
5	Самостоятельная работа	256
6	Глоссарий	258
7	Учебная программа	263
8	Рабочая учебная программа	274
9	Раздаточные материалы	286
10	Тесты	319
11	Контрольные вопросы	335
12	Критерии оценки	348
13	Список литературы	351

Лекционные занятия.

1-Модуль. Основы аэродинамики

1-тема. Введение в дисциплину “Аэродинамика и конструкция летательных аппаратов”

Общие сведения о самолетах и других ЛА. Структурная схема самолета. Классификация самолетов (по аэродинамической схеме, по назначению, по дальности полета, по конструктивным признакам).

Теоретические основы аэродинамики. Основные физические свойства жидкостей и газов. Плотность, давление, вязкость, температура, стандартная атмосфера. Сжимаемость, скорость звука, число Маха.

2-тема. Кинематика и динамика жидкостей и газов.

Кинематика жидкостей и газов: виды течений. Скорость течения (теорема Коши-Гельмгольца). Поступательное движение частиц жидкости: линия тока, трубка тока, струйка. Уравнение линий тока. Уравнение неразрывности. Понятие о потенциальном течении. Потенциальное течение жидкостей и газов.

Динамика жидкости и газа: идеальная жидкость. Уравнение Эйлера. Интеграл Бернулли.

3-тема. Аэрогазодинамика.

Обтекание тел сжимаемым потоком газа. Сильные и слабые возмущения. Скачки уплотнения. Обтекание тел вязким несжимаемым потоком ($M \leq M_{кр}$). Два режима течения: ламинарное и турбулентное. Пограничный слой. Критическое число Re . Обтекание криволинейной поверхности. Отрыв пограничного слоя. Геометрические характеристики профиля и крыла. Аэродинамические характеристики самолета. Поляры.

2-Модуль. Основы динамики полёта

4-тема. Траектория движение самолёта.

Основные положения динамики полета ЛА. Системы координат. Уравнение движения летательных аппаратов: установившийся горизонтальный полет, установившийся набор высоты, установившийся снижения. Метод тяг Жуковского. Дальность и продолжительность полета. Взлет и посадка воздушного судна.

5-тема. Устойчивость и управляемость самолёта.

Основные положения устойчивости и управляемости самолета. Статическая и динамическая устойчивость.

3-Модуль. Конструкция летательных аппаратов

6-тема. Общие сведения о самолётах. Силы, действующие на самолёт

Классификация самолетов. Нагрузки, действующие на самолет. Перегрузка. Нормы прочности и коэффициент безопасности.

7-тема. Крыло самолёта

Внешние формы и параметры крыла. Нагрузки, действующие на крыло, эпюры перерезывающих (поперечных) сил, изгибающих и крутящих моментов крыла. Назначение и конструкция элементов конструкции крыла. Конструктивно-силовые схемы (КСС) крыльев. Виды механизации крыла. Элероны.

8-тема. Оперение. Фюзеляж

Назначение, форма, основные параметры и составные части оперения. Нагрузки, действующие на оперение. Назначение фюзеляжа самолёта. Нагрузки, действующие на фюзеляж, эпюры перерезывающих (поперечных) сил, изгибающих и крутящих моментов. Конструктивно-силовые схемы фюзеляжей. Назначение и работа под нагрузкой основных элементов конструкции фюзеляжа. Гермокабины.

9-тема. Шасси самолёта. Система управления полётом самолета

Назначение, параметры шасси, силы действующие на шасси и работа под нагрузкой. Опоры самолёта – конструкция элементов шасси и их назначение. Конструктивно-силовые схемы шасси. Опорные элементы. Амортизация шасси. Назначение системы управления полетом самолёта. Конструкция командных постов управления и элементов проводки управления различных типов.

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

**ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени ИСЛАМА КАРИМОВА**

ФАКУЛЬТЕТ ИНЖЕНЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Кафедра: «Техническая эксплуатация воздушных судов и оборудования»

УЧЕБНЫЕ МАТЕРИАЛЫ (КОНСПЕКТ ЛЕКЦИЙ)

**по дисциплине: «АЭРОДИНАМИКА И
КОНСТРУКЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

Лекция № 1

ТЕМА: Общие сведения о самолетах и других ЛА. Структурная схема самолета. Классификация самолетов (по аэродинамической схеме, по назначению, по дальности полета, по конструктивным признакам).

План

1. Структурная схема самолета и понятие об авиационном комплексе.
2. История самолётостроения.
3. Классификация самолетов.

1. Структурная схема самолёта и понятие об авиационном комплексе.

Самолет-это летательный аппарат (ЛА) тяжелее воздуха с аэродинамическим принципом полета. При полете используются несущие поверхности самолета (крыло и оперение) для создания с помощью воздушной среды подъемных и управляющих сил и силовая установка для создания движущей силы за счет энергии находящегося на борту самолета топлива. Для передвижения по земле разбега, пробега и руления, а также для стоянки самолет снабжен системой опор-шасси.

Таким образом, самолеты представляют собой сложные технические устройства, состоящие из взаимосвязанных по назначению, месту и функционированию агрегатов, частей и элементов. На рис.1.1 представлена упрощенная структурная схема самолёта и его основных агрегатов и частей.

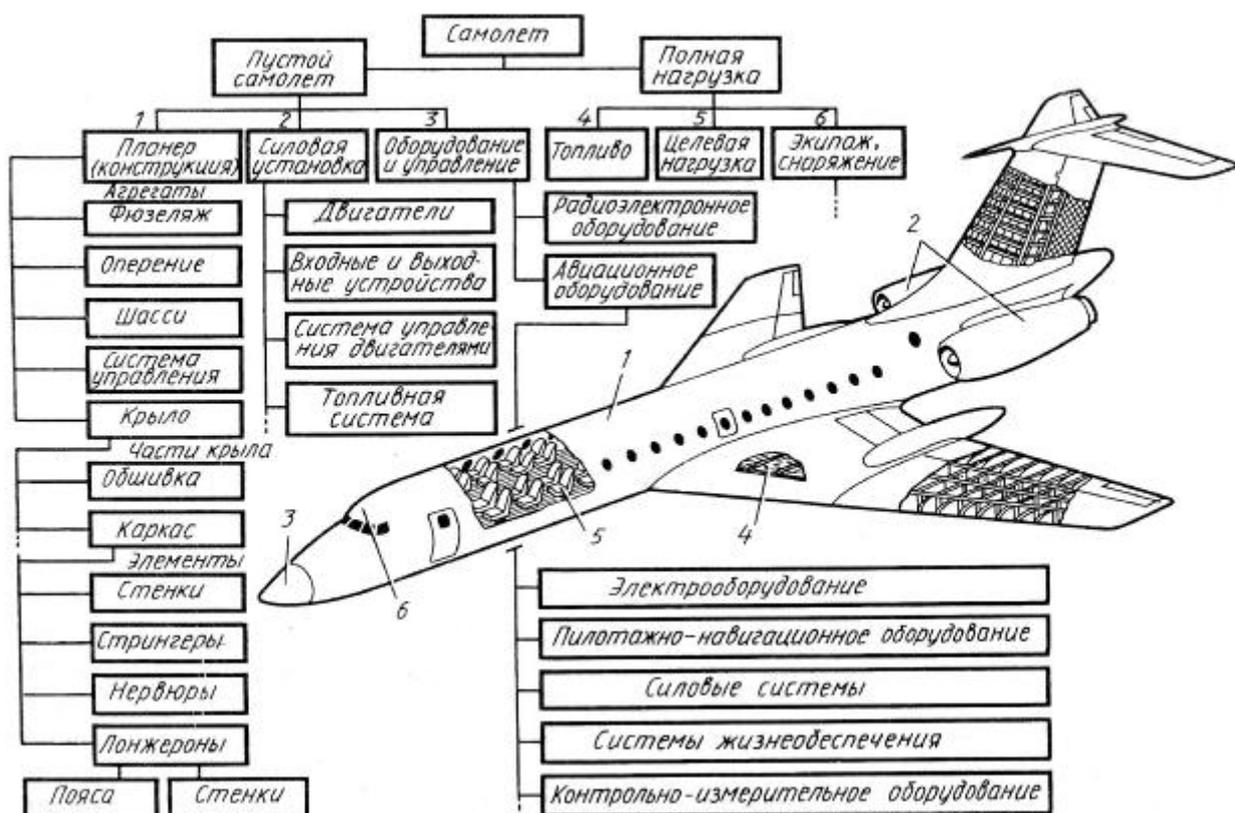


Рис.1.1 Структурная схема самолета

Авиационный комплекс (АК) представляет собой функционально взаимосвязанную совокупность самолетов и технических устройств систем управления и обеспечения, управляемых людьми, предназначенную для выполнения

задач, определяемых назначением самолетов, находящихся в основе АК. На рис.1.2 представлена функциональная схема АК.

Функциональная взаимосвязь самолёта и технических устройств систем управления (связь, навигация, наведение, посадка) и обеспечения (инженерно-авиационное, аэродромно-техническое и другие виды обеспечения) должна быть очень тесной – необходимо соответствие параметров и характеристик самолёта и технических устройств наземных систем АК.

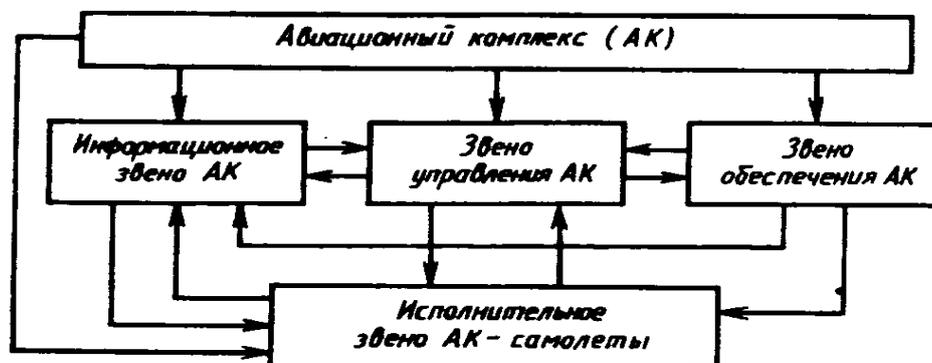


Рис. 1.2 Структура авиационного комплекса

2. Краткий историко-технический очерк развития авиации.

Процесс развития самолетов обусловлен взаимодействием между непрерывно развивающимися наукой, производством и эксплуатацией самолетов, их взаимным влиянием. Росли скорости и дальности полетов, целевые нагрузки, менялись типы и улучшались характеристики двигателей, возрастали масса и разнообразие функции бортового оборудования, улучшались его характеристики, изменялись эксплуатационные свойства самолетов.

Как уже известно, каждое из свойств самолета пропорционально массе вещества, затраченного на формирование данного свойства, а коэффициент пропорциональности отражает уровень развития науки и техники.

Анализируя причины уровней выполнения целевых функций самолётом, роста скоростей полётов и границы периодов, которые, будучи связаны с серьёзными изменениями в уровне развития науки и техники, а также изменениями в назначении самолётов, позволяет дать краткую характеристику каждого из периодов в развитии самолётов.

Период I (до 1903 г.) характеризуется попытками многих исследователей построить аппарат тяжелее воздуха и на нем подняться в воздух. Истоки этой идеи уходят в глубь веков. Известно, что эту идею разрабатывал в средние века Леонардо да Винчи, затем уже в 18 столетии М. Ломоносов.

Период II (1903-1920 гг.) характеризуются господством эвристического подхода к созданию самолета на базе методов прямой и косвенной аналогии, что отразилось в видовом многообразии самолетов, отсутствии устойчивых значений относительных масс. Это период становления экспериментальной базы аэродинамической науки, накопления материалов о способах и методах конструирования и проектирования самолетов. Он связан с плодотворной деятельностью таких ученых, как Н.Е. Жуковского, С.А.Чаплыгина, В.Н.Ветчинкина, Б.Н.Юрьева, А.Н.Туполева и др., утвердивших приоритет русских ученых в разработке многих вопросов авиационной науки и техники.

Период III (1914-1935 гг.) определяет начало практического использования авиации в интересах удовлетворения потребностей общества. Это период

дальнейшего развития экспериментальной аэродинамики, совершенствования двигателей, конструкции, разработки методов проектирования на базе пересчета коэффициентов или метода прототипов.

Период IV (1930-1950 гг.) характеризуется борьбой за аэродинамическое совершенство самолета за увеличение мощностей моторов для роста скорости и высоты полета; созданием самолетов с заранее заданными свойствами, приданием им свойств боевой живучести и надежности.

Период V (1945-1965 гг.) характеризуется развитием скоростных самолетов с ТРД; борьбой за уменьшение аэродинамического сопротивления и обеспечение устойчивости и управляемости при полете на больших околозвуковых скоростях; переходом к крыльям малых удлинений, треугольным и стреловидным с малой относительной толщиной, к фюзеляжам с увеличенным удлинением, к цельноповоротным стабилизаторам.

Период VI (с 1960-х до настоящего времени) характеризуется попытками аналитического решения задач оптимального проектирования и конструирования с широким использованием электронно-вычислительной техники при разработке и создании самолетов.

3. Классификация самолётов

Многообразие типов самолётов, используемых в народном хозяйстве и в военных целях, обусловило необходимость *классификации самолётов* и прежде всего по их назначению. Тем самым, нынешние самолеты подразделяются на самолеты гражданской авиации и военные.

Самолеты гражданской авиации (ГА) предназначены для перевозки пассажиров, грузов, почты и обслуживание некоторых отраслей народного хозяйства.

Военные самолеты предназначены для выполнения различных боевых задач, уничтожение воздушных целей (истребительная авиация), уничтожение цели в тылу противника (бомбардировочная авиация). Военные самолеты используются в ВВС, в авиации ВМФ и ПВО.

В состав ВВС входят:

- фронтовая авиация (истребители, фронтовые бомбардировщики, ракетноносцы, самолеты-разведчики и др.);
- дальняя авиация (дальние ракетноносцы, бомбардировщики, дальние разведчики и др.);
- военно-транспортная авиация (грузовые самолеты).

В состав ВМФ входят базовая авиация (береговая, ракетноносцы, самолеты-разведчики и др.).

В состав ПВО входят истребители-перехватчики.

Истребительная авиация (ИА) обладает высокими летно-техническими характеристиками, высокой маневренностью и вооружена ракетами класса "В-В", для дальнего и ближнего ракетного боя.

Разведывательная авиация обладает высокими летно-техническими характеристиками и несет на борту различное оборудование для ведения всех видов разведки и передачи данных на землю.

Классификация самолётов по аэродинамической схеме и конструктивным признакам (рис. 1.3) представлена с определённой степенью детализации в виде матрицы конструктивно-компоновочных схем отдельных частей и агрегатов самолёта, отражающей многообразие их форм и схем в эволюционном развитии.

Используя последовательно информацию каждого уровня (1...9, рис. 1.3), можно получить (собрать) конструктивно-компоновочную схему почти любого из существовавших и существующих самолётов.

1	Аэродинамическая схема самолета														
2	Число и расположение крыла														
3	Форма в плане														
4	Схема оперения														
5	Схема шасси														
6	Тип опорного элемента														
7	Схема фюзеляжа														
8	Тип двигателя														
9	Способ размещения двигателей														

Рис. 1.3 Классификация самолетов по конструктивным признакам

Классификация самолетов по конструктивным признакам.

По расположению крыльев:

1. Расчалочный моноплан.
2. Триплан.
3. Расчалочно-стоечный биплан.
4. Подкосный моноплан.
5. Стоечный биплан.
6. Перевой.
7. Свободнонесущий биплан.
8. Полутороплан.
9. Чайка.
10. Моноплан.

По форме в плане:

1. Прямоугольные.
2. Эллиптические.
3. Параболические.
4. Круглые.
5. Стреловидные.
6. Трапециевидные.
7. Треугольные.
8. Треугольные с наплывом.
9. Кольцевые.
10. Переменной стреловидности.
11. Обратной стреловидности.

По схеме шасси:

1. Четырехопорное.
2. Трехопорное с хвостовой опорой (с носовой опорой).
3. Многоопорное.
4. Велосипедное.

По типу опорного элемента:

1. Колесный.
2. Лыжный.
3. Колесно-лыжный.
4. Чашечный.
5. Гусеничный.
6. Воздушная подушка.
7. Поплавок.

По схеме фюзеляжа:

1. Безфюзеляжная.
2. Нормальная.
3. Двухбалочная.
4. Двухфюзеляжная.
5. Лодка.
6. Несущий фюзеляж.

По схеме оперения:

1. Коробчатое.
2. Двухбалочное.
3. Многокилевое.
4. Разнесенное 2-х килевое.
5. П-образное.
6. V-образное.
7. Нормальное.
8. Со среднерасположенным ГО.
9. Т-образное.
10. У-образное.
11. Двухкилевое.
12. Крестообразное.

По типу двигателя:

1. Мускульный.
2. Паровой.
3. Поршневой.
4. ТВД.
5. ТРД.
6. ТРДД.
7. ПВРД.
8. ЖРД.
9. РДТТ.

По числу и расположению двигателей:

1. В носовой части.
2. В средней части.
3. В хвостовой части.
4. В корне крыла.
5. В средней части крыла.
6. На концах крыльев.
7. Над крыльями.
8. На пилонах под крылом.
9. Три в хвостовой части.
10. Четыре под фюзеляжем.
11. Четыре на пилонах под крылом.
12. Четыре в корне крыла.
13. Четыре в хвостовой части.

Ключевые слова

Самолет, авиация, авиационный комплекс, структурная схема самолета, конструкция самолёта, гражданская авиация, пассажирский самолёт, грузовой самолёт, самолёт специального назначения, учебный самолёт, аэродинамическая схема, конструктивные признаки, моноплан, биплан, военно-воздушные силы (ВВС), военно-морской флот (ВМФ), противовоздушная оборона (ПВО), истребительная авиация, тактико-технические требования (ТТТ), турбовинтовой двигатель (ТВД), турбореактивный двигатель (ТРД), турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД), жидкостно-ракетный двигатель (ЖРД), ракетный двигатель твердого топлива.

Контрольные вопросы

1. Из каких основных агрегатов состоит современный самолет?
2. Цель изучения данной дисциплины?
3. Что относится к структурной схеме самолета?
4. Что такое авиационный комплекс?
5. Из каких основных периодов состоит история мировой авиации?
6. Как классифицируются самолеты ГА?
7. Какие самолеты относятся к военным?
8. Классификация самолётов по конструкционному признаку?
9. Что такое ТТТ?

Лекция № 2.

ТЕМА: Теоретические основы аэродинамики. Основные физические свойства жидкостей и газов.

План:

1. Плотность, давление, вязкость, температура, стандартная атмосфера.
2. Сжимаемость, скорость звука, число Маха.

Многие физические свойства газов определяются параметрами их состояния: температурой T , давлением P , плотностью ρ .

Температура T является количественной характеристикой интенсивности молекулярного движения в газе. Измеряется она либо по температурной шкале Цельсия и обозначается t° (*градус*), либо по абсолютной температурной шкале Кельвина обозначается T .

$$T = 273 + t. \quad (2.1)$$

Давление P есть нормальная составляющая силы, действующей на поверхность и отнесенной к единице площади. Размерность в системе СИ P [H/m^2].

Массовая плотность ρ – количество массы в единице объема газа. В системе СИ ρ [$кг/м^3$].

$$\rho = \frac{m}{v}, \quad (2.2)$$

где m – масса газа заключенная в объеме v .

Относительная плотность воздуха Δ – отношение плотности воздуха ρ на некоторой высоте H к плотности воздуха ρ_0 на высоте $H=0$.

$$\Delta = \frac{\rho}{\rho_0} \quad (2.3)$$

Температура, давление, плотность связаны с уравнением состояния газа

$$P = \rho \cdot R \cdot T \quad (2.4)$$

где R – газовая постоянная. Для воздуха $R = 29,27$ $кгм/кг \cdot град$ (система МКС), $R = 287,14$ $дж/кг \cdot град$ (система СИ) $\rightarrow R = 287,14$ $м^2/сек^2 \cdot град$.

Существенной особенностью газа является его сжимаемость.

Сжимаемость – способность газа изменять свой объем, а, следовательно, и плотность при внешнем на него воздействии или изменении температуры.

За меру сжимаемости газа принимают скорость распространения звука в газовой среде.

$$a = \sqrt{KRT}, \quad (2.5)$$

где K – коэффициент адиабаты.

Для воздуха $K = 1,4$; $R = 287,14$ $м^2/сек^2 \cdot град$ $a \approx 20\sqrt{T}$.

В аэродинамике используется безразмерная величина число Маха M , которая равна отношению местной скорости потока V к местной скорости звука a .

$$M = V/a \quad (2.6)$$

Если $M < 1$ (скорость потока газа или скорость полета ЛА меньше скорости звука), то движение называется дозвуковым, если $M = 1$, звуковым и если $M > 1$ – сверхзвуковым.

Газ также характеризуется вязкостью: динамической и кинематической.

Вязкость – это способность жидкостей и газов сопротивляться усилиям сдвига. С вязкостью газа связаны силы трения, определяющие одну из составляющих аэродинамической силы сопротивления при обтекании тел.

Динамический коэффициент вязкости выражается следующим образом:

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{273} \right)^{0,754} \quad (2.7)$$

Он характеризует молекулярный перенос импульса в потоке газа, приводящий при наличии градиента скорости к появлению касательных напряжений.
 $\mu_0 = 1,82 \cdot 10^5 \text{ Н} \cdot \text{с} / \text{м}^2$.

Кинематический коэффициент вязкости воздуха – отношение динамической вязкости к плотности: $\nu = \frac{\mu}{\rho}$. Для воздуха при $T = 288 \text{ К}$, $\mu = 1,8 \cdot 10^5 \text{ Н} \cdot \text{с} / \text{м}^2$,
 $\nu = 1,45 \cdot 10^5 \text{ м}^2 / \text{с}$.

Строение атмосферы Земли.

Атмосферой называют воздушную оболочку земного шара, радиус которой принимают равным 2 500 км.

Воздух, составляющий атмосферу, представляет собой смесь различных газов. В нижних слоях атмосферы состав воздуха: 78% объём атмосферы занимает азот N_2 , 21% – кислород O_2 , 0,93% – аргон Ar , 0,07% – CO_2 , H_2 , неон Ne , гелий Ge , озон O_3 , а также пары воды.



Рис. 2.1. Изменение температуры по слоям атмосферы

Озоновый слой практически находится на высоте 20-23 км. Он поглощает тепло ультрафиолетовых лучей и защищает все живое от их сильного воздействия.

От свойства атмосферы зависят летные качества летательного аппарата. Атмосфера состоит из нескольких слоев: тропосфера (0-11 км), стратосфера (11-50 км), химосфера (50-100 км), ионосфера (100-700 км), мезосфера (700-1000 км), экзосфера (1000-2500 км). Все слои отделяются друг от друга небольшими зонами толщиной 1-2 км, называемыми паузами. 50% всей массы воздуха содержится в пределах 5,5 км высоты, 75% в пределах 10 км (тропосфера). В пределах первых 20 км содержится 94% всей массы воздуха.

В тропосфере воздушные массы вследствие нагрева Земли и влияния её рельефа все время перемешиваются, возникают осадки, грозы. Температура уменьшается с увеличением высоты и где-то на высоте 11 км достигает $-56,5^{\circ}\text{C}$. В стратосфере температура равна $-56,5^{\circ}\text{C}$. В наших широтах нет гроз, облаков, в дневное время видно звездное небо. В химосфере температура начинает возрастать до высоты 45 км, а затем опять падает и достигает на высоте $H = 80 \text{ км}$ -53°C . (см. рис. 2.1).

В ионосфере происходит ионизация воздуха, и температура достигает 3077°C , но воздух разряжен. ЛА несильно нагревается.

Так как в любое время суток параметры воздуха очень сильно изменяются, то для унификации расчетов ЛА возникла необходимость создания стандартной атмосферы, условно характеризующей состояние атмосферы в зависимости от высоты.

Стандартная атмосфера (СА) – условная атмосфера, в которой распределение давления рассчитывается при определенных предположениях о распределении температуры по вертикали. Она является единым условным законом изменения давления, температуры и плотности воздуха по высоте, отсчитываемой от среднего уровня моря ($H=0$).

Для приближенных расчетов может быть использована формула

$$\rho = \frac{0,463p}{T}, \quad (2.8)$$

где p – атмосферное давление, мм. рт. ст.; T – температура. Стандартная атмосфера приведена в таблице.

Таблица. Стандартная атмосфера.

Высота H , км	Температура T , К	Давление p , Па	Плотность ρ , кг/м ³	$\sqrt{\frac{\rho}{\rho_c}}$	Скорость звука a , м/с	Вязкость кинематическая ν , м ² /с
0	288,15	$1,013^5$	1,225	1,00	340,29	$1,46^{-5}$
0,5	284,9	$9,55^4$	1,167	$9,76^{-1}$	338,37	$1,52^{-5}$
1,0	281,7	$8,99^4$	1,112	9,53	336,44	$1,58^{-5}$
1,5	278,4	$8,46^4$	1,058	9,29	334,49	$1,65^{-5}$
2,0	275,2	$7,95^4$	1,007	9,06	332,53	$1,71^{-5}$
2,5	271,9	$7,47^4$	0,957	8,84	330,56	$1,79^{-5}$
3,0	268,7	$7,01^4$	0,909	8,62 – 1	328,58	$1,86^{-5}$
3,5	265,4	$6,58^4$	0,863	8,34	326,59	$1,94^{-5}$
4,0	262,2	$6,17^4$	0,819	8,18	324,59	$2,03^{-5}$
4,5	258,9	$5,77^4$	0,777	7,96	322,57	$2,12^{-5}$
5,0	255,7	$5,40^4$	0,736	7,75	320,55	$2,21^{-5}$
5,5	252,4	$5,05^4$	0,697	7,55 – 1	318,50	$2,31^{-5}$
6,0	249,2	$4,72^4$	0,660	7,34	316,45	$2,42^{-5}$
6,5	245,9	$4,41^4$	0,624	7,14	314,39	$2,53^{-5}$
7,0	242,7	$4,11^4$	0,590	6,94	312,30	$2,65^{-5}$
7,5	239,5	$3,83^4$	0,557	6,74	310,21	$2,77^{-5}$
8,0	236,2	$3,56^4$	0,526	6,55 – 1	308,10	$2,90^{-5}$
8,5	233,0	$3,32^4$	0,496	6,36	305,98	$3,05^{-5}$

Высота H , км	Температура T , К	Давление p , Па	Плотность ρ , кг/м ³	$\sqrt{\frac{\rho}{\rho_c}}$	Скорость звука a , м/с	Вязкость кинематическая ν , м ² /с
9,0	229,7	3,08 ⁴	0,467	6,17	303,85	3,20 ⁻⁵
9,5	226,5	2,86 ⁴	0,440	5,99	301,70	3,36 ⁻⁵
10,0	223,3	2,65 ⁴	0,414	5,81	299,53	3,53 ⁻⁵
10,5	220,0	2,45 ⁴	0,389	5,63 – 1	297,35	3,70 ⁻⁵
11,0	216,8	2,27 ⁴	0,365	5,46	295,15	3,90 ⁻⁵
11,5	216,7	2,10 ⁴	0,337	5,25	295,07	4,21 ⁻⁵
12,0	216,6	1,94 ⁴	0,312	5,05	295,07	4,56 ⁻⁵
12,5	216,6	1,79 ⁴	0,288	4,85	295,07	4,93 ⁻⁵
13,0	216,6	1,66 ⁴	0,267	4,66 – 1	295,07	5,33 ⁻⁵
13,5	216,6	1,53 ⁴	0,246	4,48	295,07	5,77 ⁻⁵
14,0	216,6	1,42 ⁴	0,228	4,31	295,07	6,24 ⁻⁵
14,5	216,6	1,31 ⁴	0,211	4,15	295,07	6,75 ⁻⁵
15,0	216,6	1,21 ⁴	0,195	3,99	295,07	7,30 ⁻⁵
15,5	216,6	1,12 ⁴	0,180	3,83 – 1	295,07	7,89 ⁻⁵
16,0	216,6	1,04 ⁴	0,160	3,69	295,07	8,54 ⁻⁵
16,5	216,6	9,57 ³	0,154	3,54	295,07	9,24 ⁻⁵
17,0	216,6	8,85 ³	0,142	3,41	295,07	9,99 ⁻⁵
17,5	216,6	8,18 ³	0,132	3,28	295,07	1,08 ⁻⁴
18,0	216,6	7,56 ³	0,122	3,15 – 1	295,07	1,17 ⁻⁴
18,5	216,6	6,99 ³	0,112	3,03	295,07	1,26 ⁻⁴
19,0	216,6	6,47 ³	0,104	2,91	295,07	1,37 ⁻⁴
19,5	216,6	5,98 ³	0,096	2,80	295,07	1,48 ⁻⁴
20,0	216,6	5,53 ³	0,089	2,69	295,07	1,60 ⁻⁴

Вопросы для самопроверки:

1. Дать определение плотности, температуры, давления, вязкости.
2. Записать уравнение состояния газа.
3. Чему равна газовая постоянная для воздуха?
4. Дать определение сжимаемости газов.
5. Что является мерой сжимаемости?
6. Записать формулу скорости звука.
7. Что такое число Маха?
8. Что называется атмосферой Земли?
9. Каков химический состав воздушной среды?
10. Из скольких слоев состоит атмосфера?
11. В каких слоях атмосферы сосредоточены основная воздушная масса?
12. Как изменяется температура, давление, плотность в тропосфере?
13. Чему равна температура воздуха в стратосфере?
14. Что называется стандартной атмосферой? Её характеристики?
15. Назначение стандартной атмосферы.

Лекция № 3.

ТЕМА: Кинематика жидкостей и газов: виды течений. Скорость течения.

План:

1. Основные положения и определения аэродинамики.

2. Кинематика жидкостей и газов: виды течений. Скорость течения (теорема Коши-Гельмгольца).

Для изучения движения жидкостей и газов и их взаимодействие с обтекаемыми телами применяется гипотеза о сплошности среды и принцип обращенного движения.

Гипотеза о сплошности среды. При изучении законов движения жидкостей и газов принимают гипотезу о сплошности текучей среды, не учитывая её молекулярного строения. Такое представление среды позволяет существенно упростить исследование движения жидкости и газа, т. к. в этом случае вместо беспорядочного движения молекул изучаются упорядоченное движение частиц, по размерам значительно превосходящих молекулу.

Принцип обращенного движения нашел широкое применение в аэродинамике. Согласно этому принципу рассматривают движение жидкой или газообразной среды относительно неподвижного тела, причем скорости обращенного движения и прямого (тело движется в неподвижной жидкой или газообразной среде) должны быть одинаковы. Этот принцип используется при физическом моделировании обтекания тел в аэродинамических трубах.

Установившееся и неустановившееся течение жидкости и газов. Течение жидкости (газа) называется установившимся, если в любой точке пространства, занимаемой потоком жидкости (газа) давление P , температура T , плотность ρ , скорость V не изменяются во времени.

Идеальные жидкости. Жидкость (газ) называется идеальной, если ее вязкость равна нулю ($\mu=0$, $\nu=0$).

Два метода изучения движения жидкости и газа: метод Лагранжа, метод Эйлера.

Метод Лагранжа: рассматривается движение каждой частицы жидкости или газа. При этом каждая частица за некоторый промежуток времени описывает траекторию, т. е. линию, которая имеет вид (рис. 3.1) и задается своими координатами:

$$x = x(a, b, c, t)$$

$$y = y(a, b, c, t)$$

$$z = z(a, b, c, t)$$

где a, b, c – параметры частицы жидкости; t – время.



Рис. 3.1. Метод Лагранжа

Метод Эйлера: этот метод не изучает движение отдельной частицы, как в методе Лагранжа, а рассматривает, что происходит с текущей жидкостью или газом в каждой точке пространства в данный момент времени. При этом рассматривают не траектории

движения каждой частицы жидкости, а поле течения жидкости, в каждой точке которого определяются давление, температура, плотность и скорость течения. Жидкость, набегающую на твердое тело в этом случае можно представить в виде сплошной среды – «континуум» – которую можно разбить на отдельные струйки (рис. 3.2).

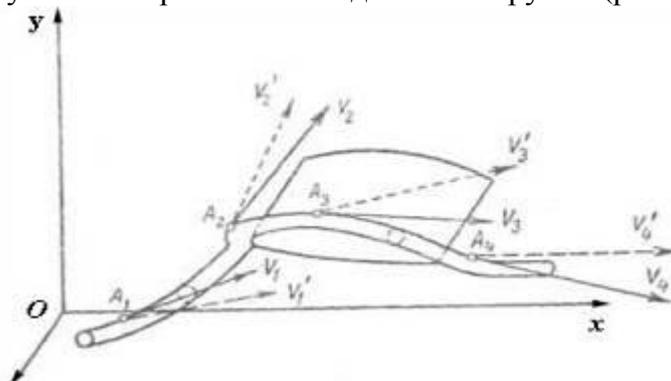


Рис. 3.2. Метод Эйлера

Кинематика жидкостей и газов.

На основе гипотезы о сплошности среды жидкость (газ) можно представить в виде частиц, которые сплошь (без пустот) заполняют пространство.

Отличие движения жидкой частицы от твердой заключается в том, что при движении жидкая частица деформируется, а твердая нет. Твердая частица может совершать поступательное движение и вращательное вокруг мгновенной оси, а жидкая помимо поступательного и вращательного движения испытывает угловую и линейную деформацию. Следовательно, скорость жидкой частицы \vec{V} складывается из поступательной $\vec{V}_{пост}$ вращательной $\vec{V}_{вращ}$ и скорости деформации $\vec{V}_{деф}$.

$$\vec{V} = \vec{V}_{пост} + \vec{V}_{вращ} + \vec{V}_{деф}. \quad (3.1)$$

Это положение было замечено и доказано учеными Коши и Гельмгольцем и называется теоремой Коши–Гельмгольца.

Выше были рассмотрены методы изучения движения жидкой и газообразной среды. Наиболее широкое распространение получил метод Эйлера, который в отличие от метода Лагранжа, где рассматривается движение одной частицы, заданной координатами x, y, z , позволяет рассмотреть поле скоростей частиц потока жидкости, т. е.

$$\left. \begin{aligned} V_x &= V_x(x, y, z, t) \\ V_y &= V_y(x, y, z, t) \\ V_z &= V_z(x, y, z, t) \end{aligned} \right\} \quad (3.2)$$

где V_x, V_y, V_z – составляющие скорости \vec{V} , разложенной по осям прямоугольной декартовой системы координат $OXYZ$.

В этом случае поток жидкости (газа) можно представить в виде струек, протекающих внутри трубок тока, образованных линиями тока, проходящих через некоторые сечения. По линиям тока частицы жидкости двигаются поступательно, т. е. скорости каждой частицы направлены по касательным к ним.

Вопросы для самопроверки:

1. Есть ли различие между движением жидкой и твердой частицами?
2. Установившееся и неустановившееся течение жидкости и газов.
3. Методы изучения движения жидкости и газа.
4. Записать теорему Коши-Гельмгольца.

Лекция № 4.

ТЕМА: Поступательное движение частиц жидкости: линия тока, трубка тока, струйка. Уравнение линий тока. Уравнение неразрывности. Понятие о потенциальном течении. Потенциальное течение жидкостей и газов.

План:

1. Поступательное движение частиц жидкости: линия тока, трубка тока, струйка. Уравнение линий тока.
2. Уравнение неразрывности.

Поступательное движение жидкости и газов. Уравнение линий тока.

Линией тока называется линия, касательная, в каждой точке которой совпадает с вектором скорости частицы жидкости в этой точке (рис. 4.1).

При установившемся движении линии тока совпадают с траекторией частиц.

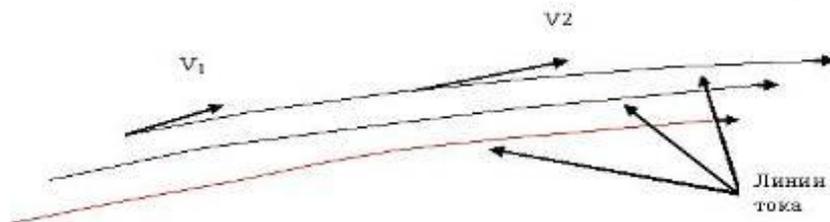


Рис. 4.1. Линии тока

Трубкой тока называется трубка, образованная линиями тока, проходящими через каждую точку замкнутого контура S (рис. 4.2).

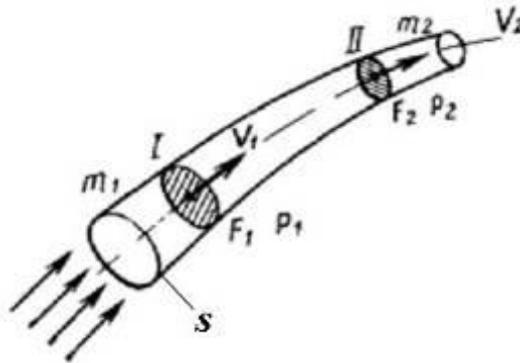


Рис. 4.2. Трубка тока

Жидкость (газ), внутри трубки тока называется *стружкой*.

Разделение потока на струйки значительно упрощает изучение движения жидкостей и газов и законов обтекания ими тел.

Уравнение линий тока:

$$\frac{dx}{V_x} = \frac{dy}{V_y} = \frac{dz}{V_z} \quad (4.1)$$

где dx, dy, dz – проекции вектора \vec{dl} на координатные оси $OXYZ$ (рис. 4.3).

$$\vec{dl} = dx\vec{i} + dy\vec{j} + dz\vec{k} \quad (4.2)$$

V_x, V_y, V_z – проекции вектора скорости \vec{V} на координатные оси.

$$\vec{V} = V_x\vec{i} + V_y\vec{j} + V_z\vec{k} \quad (4.3)$$

Величина вектора скорости определяется по формуле

$$|\vec{V}| = V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}. \quad (4.4)$$

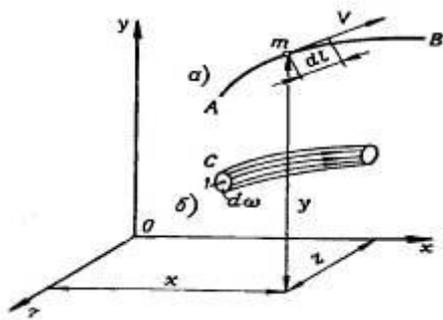


Рис. 4.3. Линия (а) и трубка (б) тока

Закон сохранения массы. Уравнение неразрывности для струйки газа.

Рассмотрим струйку газа, обтекающую тело. При обтекании тела она деформируется. Движение газа установившееся. Применим к струйке закон Ломоносова М. В. (1748 г.) о сохранение материи. В соответствии с законом о сохранении материи через каждое поперечное сечение струйки при установившемся движении в единицу времени должна протекать одна и та же масса газа. Обозначим: S – площадь сечения струйки, V – средняя скорость, ρ – плотность в выбранном сечении.

Объем газа, протекающий через это сечение в единицу времени, будет равен $S \cdot V$, масса газа $\rho \cdot S \cdot V$. На основе закона сохранения материи произведение должно быть постоянным, т. е. $\rho \cdot S \cdot V = const$.

В случае малых скоростей сжимаемость отсутствует, ($\rho = const$). Тогда закон сохранения массы имеет вид $S \cdot V = const$.

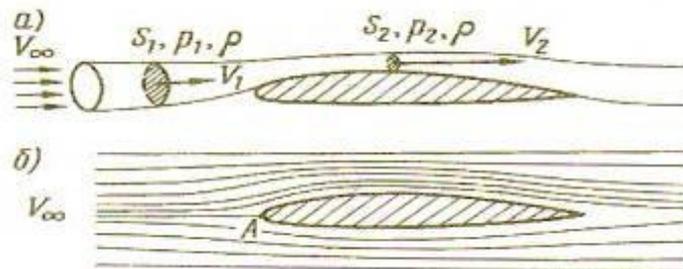


Рис. 4.4. Деформация струйки воздушного потока, обтекающего твердое тело (а), и спектр обтекания, отражающий качественную картину деформации воздушного потока и изменения скорости (б)

Если рассмотреть сечение S_1 и S_2 (рис. 4.4) и скорость в сечениях соответственно V_1 и V_2 , то закон неразрывности будет иметь вид при $\rho = const$:

$$S_1 V_1 = S_2 V_2, \quad (4.5)$$

откуда видно, что скорость движения газа обратно пропорциональна площади сечения.

Для сжимаемого газа (плотность ρ изменяется) уравнение неразрывности для струйки газа имеет вид:

$$\rho_1 S_1 V_1 = \rho_2 S_2 V_2.$$

Вопросы для самопроверки:

1. Дать определение линии тока.
1. Дать определение трубки тока, струйки.
2. Записать уравнение линий тока.
3. Записать уравнение неразрывности.

Лекция № 5.

ТЕМА: Динамика жидкости и газа. Идеальная жидкость. Уравнение Эйлера. Интеграл Бернулли.

План:

- 1. Идеальная жидкость.*
- 2. Уравнения Эйлера.*
- 3. Интеграл Бернулли.*

Задача динамики жидкости и газа – это установление зависимостей между кинематическими и динамическими характеристиками течений, что необходимо, прежде всего, для изучения силового взаимодействия между жидкой или газообразной средой и движущимися в них твердыми телами, которое проявляется в соответствующем распределении по обтекаемой поверхности касательных и нормальных напряжений.

Для установления связей между кинематическими и динамическими характеристиками потока жидкости (газа), обтекающего твердое тело, составляются уравнения движения жидкости, которые имеют тот или иной вид в зависимости от типа жидкости и вида течения.

По своей природе жидкость и газ являются вязкой средой и при обтекании тел вязкость способствует образованию касательных напряжений, определяющих силу трения на поверхности обтекаемого тела.

Уравнения Эйлера.

Наибольшее распространение и применение в аэродинамике получили уравнения Эйлера, описывающие движение идеальной жидкости, в которой отсутствует вязкость, а следовательно касательные напряжения. В этом случае учитываются только нормальные напряжения, определяющие поверхностные силы давления, действующие на поверхность S , ограничивающую объем ω .

В векторной форме они имеют вид

$$\vec{F} - \frac{1}{\rho} \text{grad}P = \frac{d\vec{V}}{dt},$$

где \vec{F} – массовая сила, действующая на единицу массы жидкости в выбранной точке объема жидкости ω (рис. 4.1);

ρ – плотность жидкости (газа);

\vec{V} – скорость потока жидкости, протекающего через поверхность S , ограничивающую объем ω ;

$$\text{grad}P = \frac{\partial P}{\partial x} \vec{i} + \frac{\partial P}{\partial y} \vec{j} + \frac{\partial P}{\partial z} \vec{k} - \text{градиент силы давления } P.$$

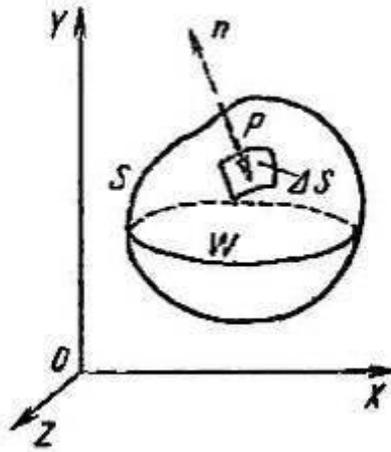


Рис. 5.1. К выводу уравнения движения идеальной жидкости

В скалярной форме уравнения Эйлера имеют вид

$$\begin{aligned}
 X - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} &= \frac{dV_x}{dt}, \text{ где } \frac{dV_x}{dt} = \frac{\partial V_x}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_x}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_x}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_x}{\partial z} \\
 Y - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} &= \frac{dV_y}{dt}, \text{ где } \frac{dV_y}{dt} = \frac{\partial V_y}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_y}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_y}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_y}{\partial z} \\
 Z - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial z} &= \frac{dV_z}{dt}, \text{ где } \frac{dV_z}{dt} = \frac{\partial V_z}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_z}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_z}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_z}{\partial z}
 \end{aligned}$$

Неизвестными в этих уравнениях являются составляющие скорости V_x, V_y, V_z , давление P и плотность ρ .

Имеются три уравнения и пять неизвестных. Поэтому необходимо составить систему уравнений, прибавив к уравнениям Эйлера уравнение неразрывности, уравнение состояния и для определения температуры T уравнение переноса энергии. Для частного случая, когда жидкость баротропная $P=f(\rho)$ ($\frac{P}{\rho} = C$ при $T=const$ – изотермическое состояние $C=RT$; $\frac{P}{\rho^k} = C$ – адиабатическое состояние, где $C = \frac{P_0}{\rho_0^k}$, P_0, ρ_0 – некоторые фиксированные значения параметров течения) достаточно рассмотреть уравнения Эйлера неразрывности и состояния.

$$\vec{F} - \frac{1}{\rho} \text{grad}P = \frac{d\vec{V}}{dt}$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{V}) = 0$$

$$P = \rho \cdot R \cdot T$$

Для несжимаемой жидкости ($\rho=const$) будем иметь

$$\vec{F} - \frac{1}{\rho} \text{grad}P = \frac{d\vec{V}}{dt}$$

$$\text{div}\vec{V} = 0$$

$$P = \rho \cdot R \cdot T$$

Уравнения Эйлера нелинейные. Они решены только для частных случаев, в результате чего получен интеграл Бернулли, играющий большую роль в аэрогидромеханике.

Интеграл Бернулли

Уравнение Эйлера для газа принимает иной вид, чем для жидкости, т. к. массовые силы, действующие в объеме газа, значительно меньше массовых сил, действующих в том же объеме жидкости. Поэтому в аэродинамике массовыми силами пренебрегают ($\vec{F} = 0$) и уравнения Эйлера принимают в векторной форме вид:

$$\frac{1}{\rho} \text{grad}P = \frac{d\vec{V}}{dt}$$

или в скалярной форме

$$\frac{dV_x}{dt} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x}$$

$$\frac{dV_y}{dt} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y}$$

$$\frac{dV_z}{dt} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial z}$$

Решая эти уравнения для установившегося движения частиц жидкости вдоль линии тока получают выражение

$$d\left(\frac{V^2}{2}\right) + \frac{dP}{\rho} = 0,$$

которое после интегрирования имеет вид

$$\int \frac{dP}{\rho} + \frac{V^2}{2} = \text{const}.$$

Это уравнение получило название интеграла Бернулли. Для несжимаемой жидкости ($\rho = \text{const}$) интеграл равен

$$P + \frac{\rho V^2}{2} = \text{const},$$

где он имеет размерность давления.

P – статическое давление в струйке.

$q = \frac{\rho V^2}{2}$ – динамическое давление (скоростной напор).

Рассмотрим обтекание тела потоком газа.

Центральная струйка потока в передней части обтекаемого тела разветвляется, но в точке A тела затормаживается так, что скорость $V_A = 0$. Эта точка получила название критической (сеч. II-II рис. 5.2), т. к. вследствие торможения потока ($V_A = 0$).

Сумма статического давления P_∞ и динамического $\frac{\rho V_\infty^2}{2}$ дает полное давление P_0 , равное

$$P_0 = P_\infty + \frac{\rho V_\infty^2}{2},$$

где P_∞, V_∞ – давление и скорость невозмущенного потока (сеч. I-I рис. 5.2).

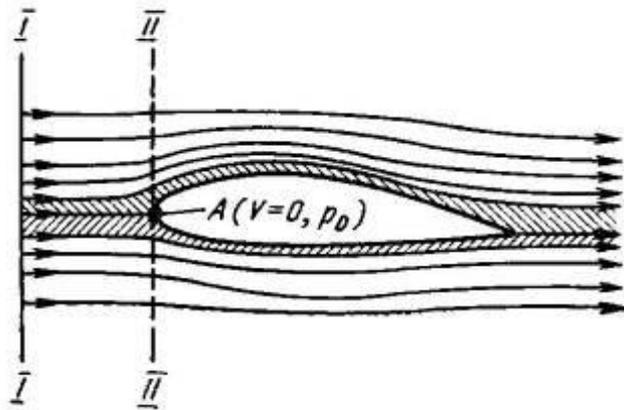


Рис. 5.2. Обтекание тел потоком воздуха

Для сжимаемого газа, отвечающего условию баротропности $\rho=f(P)$, (адиабатический процесс $\frac{P}{\rho^k} = C$) интеграл Бернулли имеет вид

$$\frac{k}{k-1} \frac{P}{\rho} + \frac{V^2}{2} = const$$

Приняв $\frac{P}{\rho} = RT$ уравнение переписывается в виде

$$\frac{P}{\rho} + \frac{V^2}{2} + \frac{RT}{k-1}$$

Введя весовую плотность $\gamma = \rho g$, получаем уравнение Бернулли в окончательном виде для сжимаемого газа.

$$\frac{P}{\gamma} + \frac{V^2}{2g} + \frac{RT}{(k-1)g} = const$$

k – коэффициент адиабаты $k = \frac{C_p}{C_v}$, где C_p – коэффициент удельной теплоемкости при постоянном давлении; C_v – коэффициент удельной теплоемкости при постоянном объеме v .

$\frac{P}{\gamma}$ – статический (пьезометрический) напор.

$\frac{V^2}{2g}$ – динамический (скоростной) напор.

$\frac{RT}{(k-1)g}$ – тепловой напор.

Вопросы для самопроверки:

1. Что такое идеальная жидкость?
2. Запишите уравнение Эйлера.
3. Запишите уравнение интеграл Бернулли для несжимаемой жидкости.
4. Запишите уравнение интеграл Бернулли для сжимаемого газа.

Лекция № 6.

Аэрогазодинамика. Обтекание тел сжимаемым потоком газа. Сильные и слабые возмущения. Скачки уплотнения.

План:

1. Распространение малых возмущений в газовом потоке.
2. Образование скачков уплотнения.
3. Виды скачков уплотнения.
4. Основные соотношения для расчета параметров потока за скачками уплотнения.

Каждая точка поверхности тела, движущегося в газе, является источником повышения (или понижения) давления, плотности и других параметров газового потока. Изменение указанных характеристик, вызванное движением твердого тела, будем называть *возмущением*.

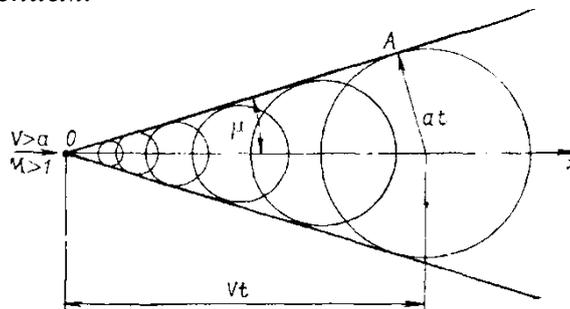


Рис. 6.1. Распространение волн от источника возмущения, движущегося со скоростью, большей скорости звука ($V > a$, образование конуса возмущений)

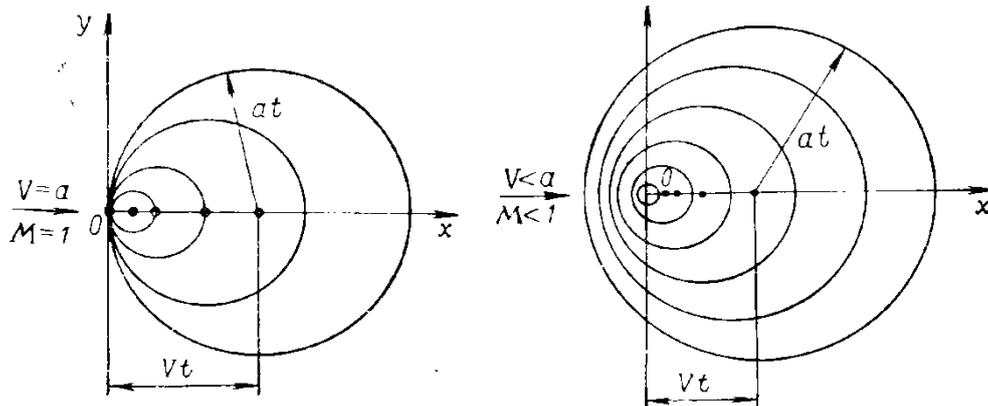
Для простоты анализа рассмотрим в сверхзвуковом газовом потоке некоторую неподвижную точку O , являющуюся источником весьма малых возмущений (т. е. источником местного изменения плотности и давления). Эти возмущения будут распространяться от нее во все стороны в виде сферических волн уплотнения или разрежения со скоростью звука a в данной среде. Если среда неподвижна, то границей возмущенной зоны будет поверхность расширяющейся сферы с центром в точке O . Когда же среда движется равномерно, сферические волны, возникающие в точке O , будут сноситься потоком в направлении скорости течения.

За время t сферическая волна, исходящая из возмущающей точки O , будет иметь радиус at , а центр волны будет снесен потоком на расстояние Vt относительно этой же точки O . Волны, возникающие позднее, имеют меньший радиус и находятся ближе к центру.

Если поток движется со сверхзвуковой скоростью ($V > a$), то поверхность, огибающая сферические волны, образует *конус возмущений* с вершиной в точке O . Выражение для синуса угла μ такого конуса, как видно из рис., имеет вид

$$\sin \mu = \frac{at}{Vt} = \frac{a}{V} = \frac{1}{M}.$$

Конус, определяемый условием $\sin \mu = 1/M$, обычно называется *характеристическим конусом*, или *конусом Маха*. Коническая поверхность с углом раствора 2μ является границей, в пределах которой распространяются малые возмущения, идущие из точки O , и за пределы которой они не выходят.

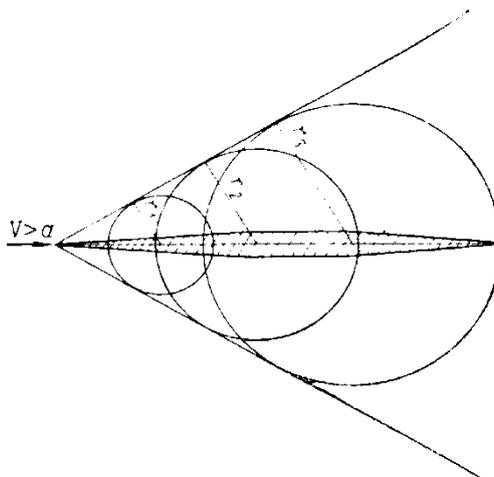


6.2. Распространение волн от источника возмущений, движущегося со скоростью звука ($V=a$)

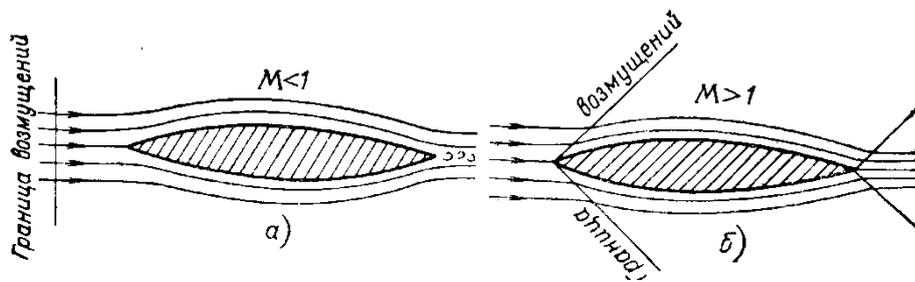
6.3. Распространение волн от источника возмущений, движущегося с дозвуковой скоростью ($V<a$)

Из выражения, определяющего конус Маха, видно, что при увеличении числа M угол μ уменьшается, тем самым уменьшается возмущенная зона и, наоборот, при уменьшении числа M угол μ увеличивается, тем самым увеличивается возмущенная зона.

Когда газовый поток движется со скоростью, равной скорости распространения возмущений, исходящих из точки O ($V = a$, $M=1$), угол $\mu = \pi / 2$. В этом случае границей возмущений будет плоскость, нормальная к скорости V .



6.4. Распространение волн возмущений при обтекании тонкого остроконечного тела сверхзвуковым потоком

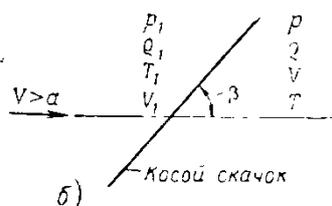
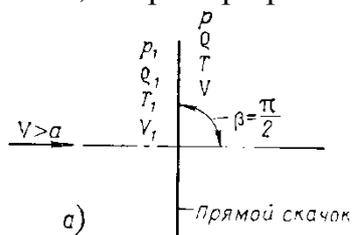


6.5. Спектры обтекания тонкого профиля при дозвуковых (а) и сверхзвуковых (б) скоростях

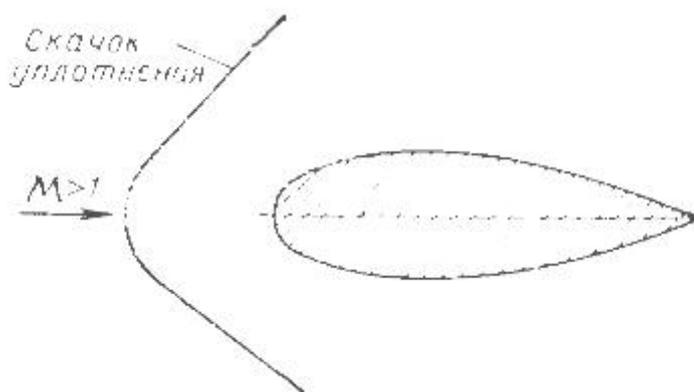
При дозвуковой скорости потока ($V < a$ и $M < 1$) возникающие в точке O сферические волны будут расширяться быстрее, чем сноситься потоком. Вследствие этого возмущенная зона будет неограниченно расширяться во все стороны несимметрично относительно точки O . Значит, если в дозвуковом потоке возмущения, возникшие в некоторой точке, распространяются на весь поток, то в сверхзвуковом потоке возмущения локализируются внутри конуса с углом раствора $2\mu < \pi$.

Скачки уплотнения

В газе скачки уплотнения можно представить как поверхности сильного разрыва, на которых функции газодинамических величин терпят разрыв. Образование скачков уплотнения является результатом наложения слабых возмущений. Скачки уплотнения возникают при взрывах или движении тел в газе со сверхзвуковой скоростью, например при полете самолетов, снарядов и др.



6.6. Скачки уплотнения



6.7. Возникновение отсоединенного скачка уплотнения при обтекании тела сверхзвуковым потоком

Скачки уплотнения бывают *прямыми* и *косыми*. Прямым называется скачок, фронт которого перпендикулярен направлению потока, а косым – скачок, фронт которого составляет с направлением потока угол, отличный от прямого угла. Иногда скачки образуются на некотором расстоянии от тела и имеют криволинейную форму. В этом случае скачок называется *отсоединенным*.

Скачки могут возникать в соплах, при обтекании крыла самолета, фюзеляжа, корпусов снарядов и ракет.

Рассмотрим прямой скачок уплотнения, образовавшийся в сверхзвуковом потоке газа. Обозначим параметры газа до скачка через p_1, ρ_1, T_1, V_1 и будем полагать, что они известны. Соответственно за скачком параметры p, ρ, T, V считаем неизвестными.

Для установления связи между параметрами газа до и после скачка используем следующие четыре уравнения:

1. Уравнение энергии

$$\frac{k}{k-1} \frac{p}{\rho} + \frac{V^2}{2} = \frac{k}{k-1} \frac{p_1}{\rho_1} + \frac{V_1^2}{2} = \frac{k}{k-1} RT_0.$$

2. Уравнение неразрывности, получаемое из предположения, что площадь сечения потока равна единице

$$\rho V = \rho_1 V_1$$

3. Уравнение количества движения

$$p - p_1 = \rho_1 V_1 (V_1 - V)$$

4. Уравнение состояния

$$p = \rho RT.$$

Умножив обе части уравнения количества движения на V/ρ_1 , получим

$$\frac{p}{\rho_1} V - \frac{p_1}{\rho_1} V = V_1 V (V_1 - V).$$

Из уравнения следует, что

$$V / \rho_1 = V_1 / \rho,$$

тогда предыдущее уравнение можно написать в виде

$$\frac{p}{\rho} V_1 - \frac{p_1}{\rho_1} V = V_1 V (V_1 - V).$$

Из уравнения энергии можно получить следующие соотношения:

$$\frac{p}{\rho} = RT_0 - \frac{V^2}{2} \frac{k-1}{k} \quad \text{и} \quad \frac{p}{\rho} = RT_0 - \frac{V_1^2}{2} \frac{k-1}{k}.$$

Исключая с помощью этих соотношений давление и плотность до и после скачка из уравнения, получим равенство

$$VV_1 = \frac{2k}{k+1} RT_0,$$

которое приводится к формуле Прандтля

$$VV_1 = a_{кр}^2$$

Из формулы Прандтля следует, что в прямом скачке уплотнения критическая скорость $a_{кр}^2$ является средним геометрическим между скоростями до и после скачка уплотнения, т. е. в прямом скачке уплотнения всегда осуществляется переход от сверхзвуковой скорости к дозвуковой.

Формула Прандтля принимает предельно простой вид

$$\lambda \lambda_1 = 1.$$

Для отношения скоростей и плотностей до и после скачка согласно уравнению имеем

$$\frac{\rho}{\rho_1} = \frac{V_1}{V} = \frac{(k+1)M_1^2}{2 + (k-1)M_1^2}.$$

Чтобы получить выражение для отношения давлений до и после скачка, приведем уравнение к виду

$$\frac{p}{p_1} = 1 + \frac{\rho_1 V_1}{p_1} \left(1 - \frac{V}{V_1} \right).$$

Учитывая, что $a_1^2 = (kp_1) / \rho$, а $V_1 = a_1 M_1$, и заменяя отношение V / V_1 его значением согласно получим

$$\frac{p}{p_1} = \frac{2k}{k+1} M_1 - \frac{k-1}{k+1} = \frac{k-1}{k+1} \left(\frac{2k}{k-1} M_1^2 - 1 \right).$$

Имея выражения для отношений давлений и плотностей до и после скачка, нетрудно получить выражение для отношения температур:

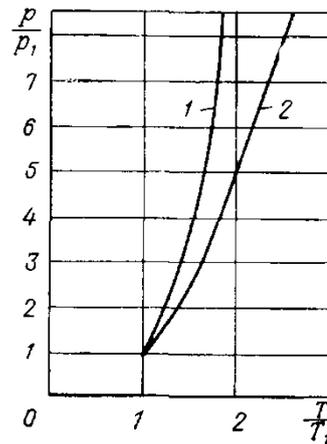
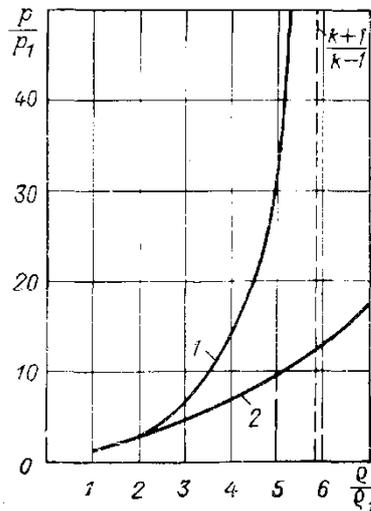
$$\frac{T}{T_1} = \frac{p}{p_1} \frac{\rho_1}{\rho} = \left(\frac{k-1}{k+1} \right)^2 \left(\frac{2k}{k-1} M_1^2 + 1 \right) \left(\frac{2k}{k-1} \frac{1}{M_1^2} - 1 \right).$$

Связь между отношениями плотностей и давлений до и после скачка

$$\frac{\rho}{\rho_1} = \frac{\frac{k+1}{k-1} \frac{p}{p_1} + 1}{\frac{p}{p_1} + \frac{k+1}{k-1}}.$$

Подставив значение M_1^2 , получим связь между отношениями температур и давлений до и после скачка:

$$\frac{T}{T_1} = \frac{\frac{k+1}{k-1} \frac{p}{p_1} + \left(\frac{p}{p_1} \right)^2}{\frac{k+1}{k-1} \frac{p}{p_1} + 1}$$



6.8. Сравнение сжатия при прямом скачке и изоэнтропическом процессе:

1 – ударная адиабата; 2 – изоэнтропа

6.9. Изоэнтропа (1) и ударная адиабата (2)

Зависимость между параметрами состояния газа до и после скачка существенно отличается от зависимости между ними в обратимом адиабатическом процессе, характеризующемся уравнениями

$$\frac{\rho}{\rho_1} = \left(\frac{p}{p_1} \right)^{\frac{1}{k}} \quad \text{и} \quad \frac{T}{T_1} = \left(\frac{p}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}}$$

Сравнение процессов изменения параметров газа в скачке с обратимым адиабатическим процессом приводит к заключению, что в скачке происходит более быстрый рост температуры, объясняемый необратимым переходом части механической энергии в тепловую, вызывающим дополнительный нагрев газа.

При обтекании сверхзвуковым потоком тел с тупым носом на некотором расстоянии впереди тела образуется отсоединенный скачок уплотнения, который меняет величину давления в критической точке. В критической точке $m Po \neq 0$, $V_0 = 0$.

Поток до и после скачка принимается изоэнтропическим. Давление торможения p_0 за прямым скачком уплотнения определяется по формуле, в которой коэффициент скорости λ за скачком можно выразить через коэффициент скорости λ_1 перед скачком:

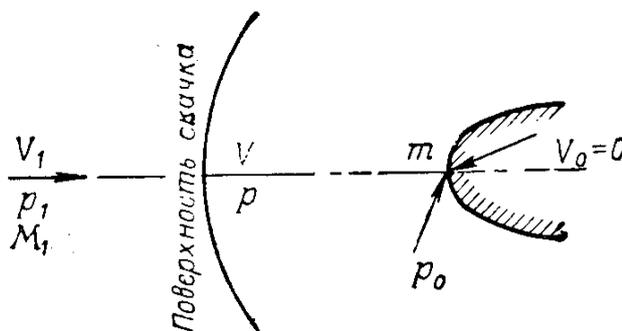
$$\frac{p}{p_0} = \frac{k-1}{k+1} \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \frac{1}{\lambda_1^2} \right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

Заменяв λ_1 его значением согласно, получим

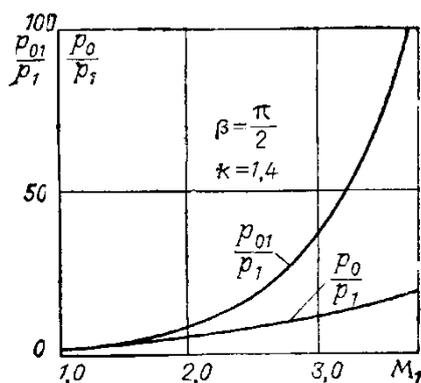
$$\frac{p_0}{p} = \frac{1}{M_1^{\frac{2k}{k-1}}} \left(\frac{2(k-1)}{(k+1)^2} \right)^{\frac{k}{k-1}} \left(\frac{2k}{k-1} M_1 - 1 \right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

Чтобы установить теперь непосредственную связь между давлением торможения за прямым скачком уплотнения и давлением до скачка p_1 , разделим почленно равенства:

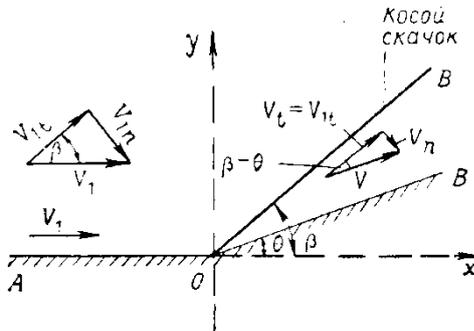
$$\frac{p_0}{p} = \frac{\frac{k-1}{k+1} \left[\frac{(k+1)^2}{2(k-1)} \right]^{\frac{k}{k-1}} M_1^{\frac{2k}{k-1}}}{\left(\frac{2k}{k-1} M_1 - 1 \right)^{\frac{1}{k-1}}}.$$



6.10. К определению давления в критической точке за прямым скачком уплотнения



6.11. Зависимость давления в критической точке от числа M_1



6.12. К расчету косого скачка уплотнения

Полагая для воздуха $k=1,4$, получим формулу Релея

$$\frac{p_0}{p} = \frac{166,7M_1^7}{(7M_1^2 - 1)^{2,5}} = \frac{166,7M_1^2}{\left(7 - \frac{1}{M_1^2}\right)^{2,5}}.$$

Рассмотрим обтекание сверхзвуковым потоком внутреннего тупого угла AOB .

Поток протекает параллельно стенке AO со скоростью V_1 , затем отклоняется на угол θ и приобретает новую скорость V , направленную параллельно стенке OB . В этом случае возникает косой скачок уплотнения.

Предположим, что фронт косого скачка уплотнения образует угол β с направлением невозмущенного потока. Очевидно, что при $\beta = \pi/2$ получим прямой скачок, который является частным случаем косого скачка уплотнения. Для определения параметров газа за косым скачком обозначим их до скачка через p_1, V_1, ρ_1, T_1 , а после скачка через p, V, ρ, T . Разложив векторы скоростей на нормальные и касательные к фронту скачка составляющие, получим

$$\vec{V}_1 = \vec{V}_{1t} + \vec{V}_{1n}; \vec{V} = \vec{V}_t + \vec{V}_n$$

Напишем исходные уравнения.

1. Уравнение количества движения в направлении, перпендикулярном к фронту скачка:

$$p - p_1 = \rho_1 V_{1n} (V_{1n} - V_n).$$

Так как силы давления перпендикулярны к фронту скачка, то уравнение количества движения в направлении, параллельном плоскости скачка, имеет вид

$$\rho_1 V_{1n} (V_{1n} - V_n).$$

Следовательно, касательные составляющие скоростей до и после скачка равны между собой, т. е.

$$V_{1t} = V_t$$

а разрыв претерпевают только нормальные составляющие.

2. Уравнение энергии:

$$\frac{k}{k-1} \frac{p}{\rho} + \frac{V^2}{2} = \frac{k}{k-1} \frac{p_1}{\rho_1} + \frac{V_1^2}{2} = \frac{k}{k-1} RT_0.$$

3. Уравнение неразрывности:

$$\rho V_n = \rho_1 V_{1n}$$

Такой вид уравнения неразрывности объясняется тем, что массовый расход через плоскость скачка определяется не значением полной скорости V_1 (или V), а только ее нормальной составляющей.

Соотношения между нормальными составляющими скоростей до и после скачка, будут:

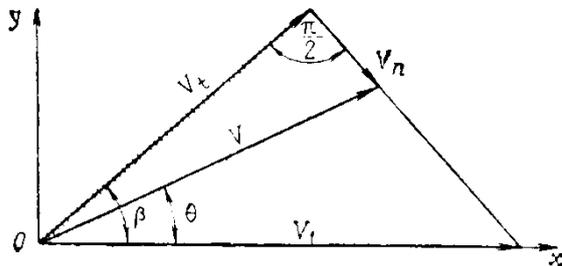
$$V_{1n} V_n = \frac{2k}{k+1} RT_0 - \frac{k-1}{k+1} V_t^2.$$

Первое слагаемое в правой части этого уравнения равно квадрату критической скорости, поэтому можно написать

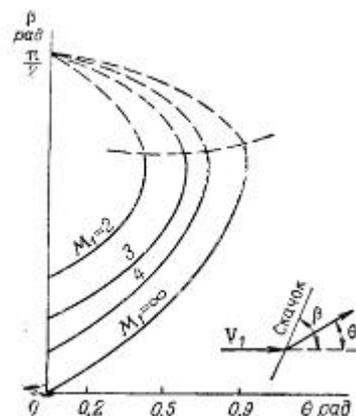
$$V_{1n} V_n = a_{kp}^2 - \frac{k-1}{k+1} V_t^2.$$

Если $V_t=0$ (прямой скачок), то получаем формулу. Значит в косом скачке разрыв претерпевает только нормальная составляющая скорости в соответствии с

равенством, а касательная составляющая остается неизменной. Поэтому поток, проходя через фронт косо́го скачка, может быть как сверхзвуковым, так и дозвуковым.



6.13. Определение направления косо́го скачка



6.14. Зависимость между углами θ и β при различных значениях числа M

Соотношения для определения плотности, давления и температуры за косо́м скачком имеют вид:

$$\frac{\rho}{\rho_1} = \frac{V_{1n}}{V_n} = \frac{(k+1)M_1^2 \sin^2 \beta}{2 + (k-1)M_1^2 \sin^2 \beta}$$

$$\frac{p}{p_1} = \frac{k-1}{k+1} \left(\frac{2k}{k-1} M_1^2 \sin^2 \beta - 1 \right)$$

$$\frac{T}{T_1} = \left(\frac{k-1}{k+1} \right)^2 \left(\frac{2k}{k-1} M_1^2 \sin^2 \beta + 1 \right) \left(\frac{2k}{k-1} \frac{1}{M_1^2 \sin^2 \beta} - 1 \right)$$

Установим связь между углами θ и β . С этой целью на рис. определим:

$$\operatorname{tg}(\beta - \theta) = \frac{V_n}{V_t}$$

или

$$\operatorname{tg}(\beta - \theta) = \frac{a_{кр}^2 - \frac{k-1}{k+1} V_t^2}{V_{1n} V_t}$$

После некоторых преобразований и подстановок получим

$$\operatorname{tg} \theta = \operatorname{ctg} \beta \frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{1 + M_1^2 \left(\frac{k+1}{2} - \sin^2 \beta \right)}$$

По этой формуле построены кривые зависимости $\beta = f(\theta)$.

Вопросы для самопроверки:

1. Что такое конус и угол возмущения?
2. Какова зависимость между числом M невозмущенного потока и углом возмущения?
3. Укажите основные соотношения для прямого скачка уплотнения.
4. Укажите основные соотношения для косо́го скачка уплотнения.

Лекция № 7.

ТЕМА: Обтекание тел вязким несжимаемым потоком ($M \leq M_{кр}$). Два режима течения: ламинарное и турбулентное. Пограничный слой. Критическое число Рейнольдса Re .

План:

1. Два режима течения: ламинарное и турбулентное.
2. Пограничный слой. Критическое число Re .

1. Два режима течения: ламинарное и турбулентное.

Рассмотрим движение вязкой ($\mu \neq 0$, $\nu \neq 0$), несжимаемой жидкости (плотность $\rho = const$).

Вследствие вязкости среды при ее движении частицы жидкости испытывают касательные напряжения (трение), что вызывает неравномерную деформацию жидких частиц. В результате этого появляются угловые скорости деформации, приводящие к вращению частиц вокруг их мгновенных осей вращения.

Следовательно, частицы двигаются не только поступательно, но и вращаются вокруг своих мгновенных осей. В природе наблюдается два режима течения: *ламинарное* (слоистое, *lamino* – слой, латинское слово) и *турбулентное* (беспорядочное, бурное, *turbo* – бурный, латинское слово).

Ламинарное течение характеризуется тем, что каждая частица m потока движется вдоль плавно изменяющейся траектории, в результате чего образуются слои, где процесс обмена между слоями происходит на молекулярном уровне, а перемешивание частиц отсутствует (рис. 7.1).

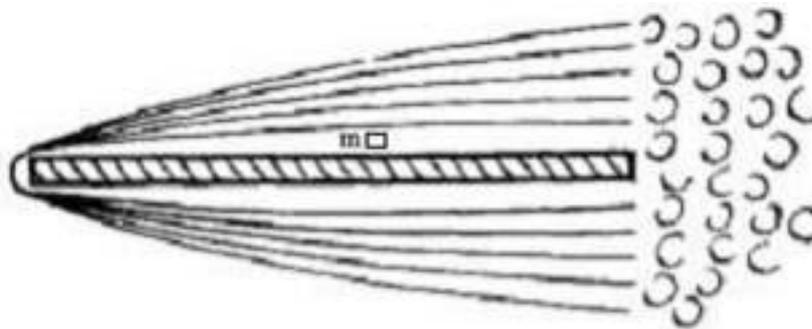


Рис. 7.1. Ламинарное течение

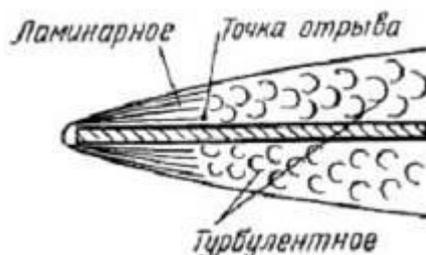


Рис. 7.2. Турбулентное течение

Турбулентное или бурное возмущенное течение характеризуется тем, что мгновенное значение скорости и давления испытывают нерегулярные пульсации, наблюдаются поперечные перемещения не только молекул, но и частиц (рис. 7.2). В результате поперечных и продольных пульсаций появляются дополнительные

нормальные и касательные напряжения, определяющие дополнительные сопротивления, как если бы обычную вязкость увеличить в тысячу, а то и в десятки тысяч раз.

При расчетах турбулентного течения пользуются осредненными значениями скорости и давления. Скорость турбулентного течения в зависимости от времени имеет вид (рис. 7.3).

V_{cp} – осредненная скорость;
 V^1 – пульсационная скорость;
 V – истинная скорость.

$$\vec{V} = \vec{V}_{cp} + \vec{V}^1 \quad (7.1)$$

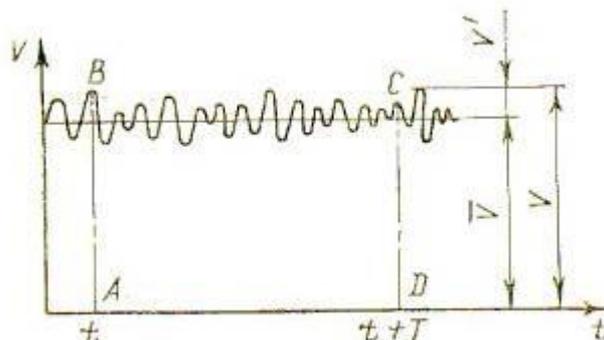


Рис. 7.3. Скорость турбулентного течения в зависимости от времени

Турбулентность оценивается степенью турбулентности ε .

$$\varepsilon = \frac{\sqrt{\overline{V^1}^2}}{\overline{V}_{cp}}, \quad (7.2)$$

где $\overline{V^1}$ – величина пульсационной скорости, \overline{V}_{cp} – величина истинной скорости.

Между ламинарной и турбулентной частью потока есть переходная область, в пределах которой развивается турбулентное течение и на верхней границе этой области становится полностью турбулентным. Ламинарное течение характерно для малых скоростей, турбулентное для сравнительно больших.

Режим течения определяется числом Рейнольдса Re , которое характеризует соотношение инерционных сил и сил внутреннего трения (вязкости) в потоке:

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} = \frac{V l}{\nu}, \quad (7.3)$$

где ρ – плотность жидкости (газа);

V – скорость потока;

μ – динамический коэффициент вязкости;

ν – кинематический коэффициент вязкости;

l – геометрический линейный размер обтекаемого тела.

Скорость течения $V_{кр}$ и соответственно число Рейнольдса $Re_{кр}$, при достижении которых ламинарный режим переходит в турбулентный, называются *критическими*.

Турбулентное течение нельзя отождествлять с вихревым, т. к. вихревое движение имеет место и в ламинарном и турбулентном потоках. Только при ламинарном режиме

течения частицы жидкости вращаются упорядочено и не перемешиваются друг с другом, а при турбулентном беспорядочно вращаются и перемешиваются.

2. Пограничный слой. Критическое число Re .

Пограничный слой.

Рассмотрим обтекание тел вязким несжимаемым потоком жидкости (газа). Вследствие вязкости молекулы жидкости (газа), обтекающей тело, прилипают к его поверхности, образуя слой, в котором происходит обмен между прилипшими частицами и соседними слоями потока жидкости. Это приводит к образованию некоторого градиента скорости течения. По мере удаления от поверхности скорость течения увеличивается, приближаясь к скорости набегающего на тело потока. Образуется пристеночный тонкий слой жидкости (газа) определенной толщины δ , который называется *пограничным слоем* (рис. 7.4). Он характеризует влияние вязкости на обтекание тела и определяет сопротивление трения и давления, аэродинамический нагрев, подъемную силу и т. д.

Пограничный слой по своей структуре может быть ламинарным и смешанным ламинарно-турбулентным. Примером смешанного пограничного слоя может служить обтекание длинной пластины длиной l и шириной b (рис. 7.5).

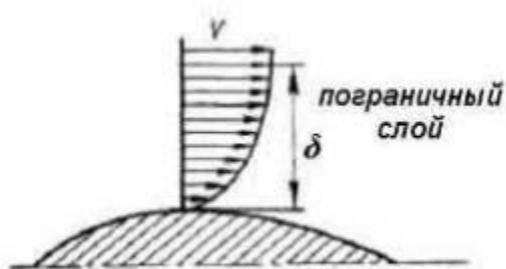


Рис. 7.4. Пограничный слой

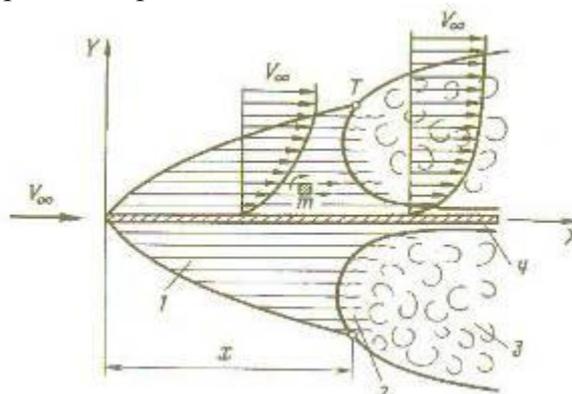


Рис. 7.5. Структура и эпюры скоростей в пограничном слое при обтекании воздушным потоком плоской пластины:

1 – ламинарный пограничный слой; 2 – переходный; 3 – турбулентный; 4 – ламинарный подслой; x – координата точки перехода T ламинарного пограничного слоя в турбулентный.

Вблизи передней кромки пластины образуется ламинарный пограничный слой, который по мере удаления от нее утолщается, а устойчивость ламинарного течения уменьшается: теряется устойчивость линий тока. Они становятся волнистыми, а затем слои перемешиваются. Эта зона называется переходной областью от ламинарного течения к турбулентному.

По мере продвижения потока к задней кромке пластины перемешивание слоев увеличивается и развивается устойчивое турбулентное течение.

Этот слой получил название турбулентного пограничного слоя. Точка T , в которой ламинарный слой переходит в турбулентный называется точкой перехода. Она зависит от степени турбулентности внешнего потока и шероховатости пластины. Чем больше шероховатость пластины и турбулентность набегающего потока, тем раньше осуществляется переход. Координата x определяет точку перехода T ламинарного пограничного слоя в турбулентный.

$$x = Re_{кр} \cdot \frac{V}{\nu} \quad (7.4)$$

Переход от ламинарного слоя в турбулентный можно объяснить следующим образом. Рассмотрим произвольную частицу m в ламинарном пограничном слое.

Известно, что жидкие частицы при своем движении деформируются. Вследствие вязкости жидкости в данном случае сторона частицы, расположенная дальше от поверхности тела, движется быстрее, чем та, которая расположена ближе к поверхности, что приводит к деформации частицы и вращению ее вокруг мгновенной оси, а, следовательно, к образованию вихрей. При движении частиц вдоль пластины местное число Рейнольдса увеличивается ($Re = \frac{Vb}{\nu}$, b – возрастает); а, следовательно,

возрастает интенсивность вихреобразования, что приводит к уменьшению устойчивости ламинарного течения. Линии тока становятся волнистыми, а затем слои перемешиваются, и образуется устойчивое турбулентное течение.

Пограничный слой с ламинарным и турбулентным течением называется *смешанным*.

Критическое число Рейнольдса определяется по формуле

$$Re_{кр} = \frac{V \cdot x}{\nu} \quad (7.5)$$

где V – скорость потока, x – точка перехода ламинарного течения в турбулентное, ν – кинематический коэффициент вязкости жидкости (газа).

В турбулентном пограничном слое имеется тонкий ламинарный подслой, примыкающий к поверхности обтекаемого тела. В нем молекулярные процессы обмена частиц преобладают над процессом турбулентного обмена.

Поток, обтекающий твердое тело, условно делят на три части: внешний который принимают невязким (идеальная среда), пограничный слой (вязкая среда) и спутный след (вязкая среда) (рис. 7.6).

Спутный след – область течения, которая образуется позади обтекаемого тела.

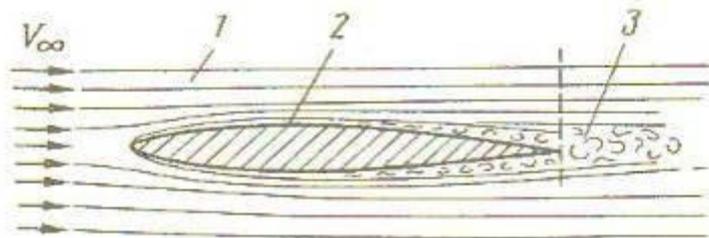


Рис. 7.6. Структура воздушного потока, обтекающего твердое тело:
1 – внешний невязкий слой; 2 – пограничный (вязкий) слой; 3 – спутный след.

Условное деление потока дает возможность определить аэродинамические силы, возникающие на обтекаемом теле. Толщина пограничного слоя δ_l (толщина ламинарного пограничного слоя); δ_m – толщина турбулентного пограничного слоя.

Одна из них – сила сопротивления X_f обусловленная трением, возникающим в пограничном слое.

Сила сопротивления трения X_f одной стороны плоской пластины, имеющей линейный размер b и единичный размах l , равна

$$X_f = C_f \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot b \quad (4.6)$$

где C_f – коэффициент трения одной стороны плоской пластины, определяемый экспериментально или по эмпирическим формулам.

$\frac{\rho V^2}{2} = q$ – скоростной напор, b – поперечный линейный размер плоской

пластины. Сила сопротивления играет большую роль при полетах летательных аппаратов. Чем меньше ее величина, тем лучше летные качества ЛА.

Выше было рассмотрено обтекание плоской пластины, установленной под нулевым углом атаки по отношению скорости набегающего потока ($\alpha=0$).

В этом случае в пограничном слое изменяется градиент скорости $\frac{dV_x}{dy}$, а продольный градиент давления $\frac{dP}{dx}$ равен нулю, т. е. давление по длине пластины остается постоянным, и среда движется только под воздействием сил трения.

При обтекании же криволинейной поверхности картина течения в пограничном слое изменяется: струйки, обтекающие такую поверхность, изменяют свое поперечное сечение: в месте наибольшей выпуклости поверхности струйки сильно сжимаются, в более пологом расширяются.

На основе уравнения неразрывности и уравнения Бернулли для струйки газа

$$V_1 S_1 = V_2 S_2 \quad (7.6)$$

$$P_1 + \frac{\rho V_1^2}{2} = P_2 + \frac{\rho V_2^2}{2} \quad (\rho = const) \quad (7.7)$$

в месте уменьшения сечения скорость возрастает, а сила давления падает, и в месте увеличения сечения наоборот (рис. 7.7), т. е. изменяются скорость и сила давления.

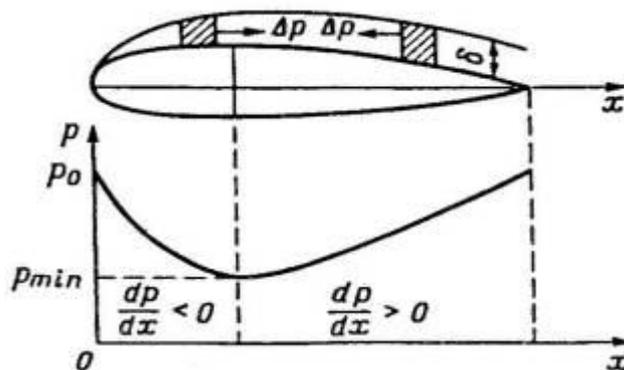


Рис. 7.7. Обтекание потоком криволинейной поверхности

В пограничном слое изменение скорости и силы давления определяются их градиентами $\frac{dV_x}{dy}$ и $\frac{dP}{dx}$. Очевидно, что на участке отрицательного градиента $\frac{dP}{dx} < 0$

силы давления способствуют течению в пограничном слое, при $\frac{dP}{dx} > 0$ силы давления

направлены против течения (рис. 7.7). В наибольшей выпуклости поверхности скорость течения максимальная, а давление минимальное, т. е. в этой точке пограничного слоя

$$\frac{dP}{dx} = 0, \quad \frac{dV_x}{dy} = 0.$$

Из рис. 7.7 видно, что до этой точки имеется зона, где $\frac{dP}{dx} < 0$, а после нее зона,

где $\frac{dP}{dx} > 0$, в которой частицы жидкости (газа) под влиянием положительного градиента

давления при определенных условиях начинают перемещаться против течения в пограничном слое, что может привести к отрыву пограничного слоя (рис. 7.8).

Движущиеся массы жидкости (газа) в разных направлениях в пограничном слое сталкиваются, свертываются, давая начало вихрю, отходят от поверхности и подхватываются набегающим потоком.

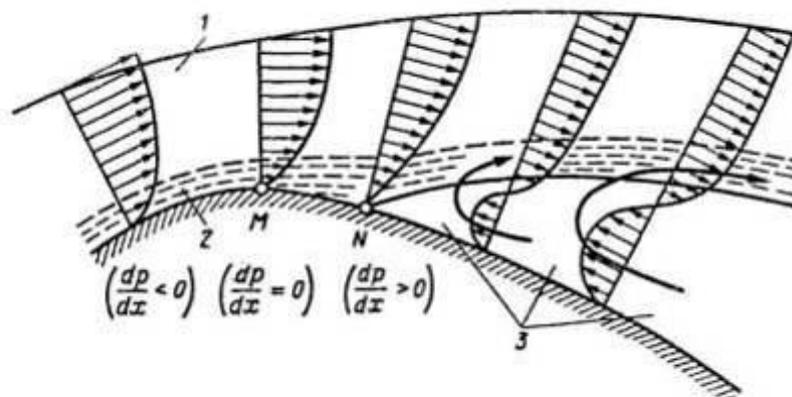


Рис. 7.8. Схема отрыва пограничного слоя на криволинейной поверхности:
1 – пограничный слой; 2 – вязкий подслой; 3 – зона срыва потока

Внутри зоны срыва потока положительный градиент давления снижается почти до нуля, так что давление в кормовой части тела значительно уменьшается по сравнению с давлением, имеющим место при безотрывном обтекании, что приводит к резкому увеличению лобового сопротивления.

Сила лобового сопротивления тела складывается из сопротивления, связанного с трением в пограничном слое и сопротивления давления, обусловленного различием давления в носовой и кормовой частях обтекаемых тел, т. е. коэффициент силы лобового сопротивления обтекаемого тела равен сумме коэффициентов соответственно трения и давления

$$C_x = C_{x_f} + C_{x_p},$$

где C_{x_f} – коэффициент силы трения;

C_{x_p} – коэффициент сопротивления, обусловленный разностью давлений.

Вопросы для самопроверки:

1. Какие бывают виды течений жидкости и газа в зависимости от числа Маха, числа Рейнольдса?
2. Перечислите режимы течения.
3. Какое течение называется ламинарным, турбулентным?
4. Что называется критическим числом Рейнольдса?
5. Чем отличается турбулентное течение от вихревого?
6. Почему на поверхности обтекаемого тела возникает пограничный слой?
7. Что называют пограничным слоем?
8. Какие бывают виды пограничного слоя?
9. Что такое критическое число Рейнольдса $Re_{кр}$?
10. Какие виды сопротивлений создаются в пограничном слое?
11. На какие части делится поток, обтекающий тело?
12. В чем причины образования пограничного слоя у твердых тел, обтекаемых потоком?
13. Какие виды пограничного слоя существуют?
14. Как определить переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный?

15. Какое сопротивление образуется в пограничном слое, образовавшегося на криволинейной поверхности?

Лекция № 8.

ТЕМА: Аэродинамические характеристики самолета. Поляры.

План:

1. Общие сведения.
2. Зависимость $c_{y_a}(\alpha)$.
3. Семейство поляр и аэродинамическое качество.
4. Зависимость $c_z(\beta)$.
5. Зависимость $m_z(c_y)$. Зависимости $m_y(\beta)$ и $m_x(\beta)$.

Общие сведения. Аэродинамические характеристики самолета получаются аналогично аэродинамическим характеристикам крыла, уточняются в процессе летных испытаний и приводятся в техническом описании в виде графических зависимостей.

Аэродинамические характеристики самолета определяются его компоновочной схемой (высокоплан, низкоплан, расположение оперения, двигателей и т. д.), геометрическими характеристиками его частей (крыла, фюзеляжа, оперения и т. д.) и зависят от числа M полета, конфигурации самолета, положения органов управления, режима работы силовой установки, близостью поверхности земли (на взлете и посадке), упругих деформаций конструкции.

Главное влияние на аэродинамические характеристики самолета оказывает крыло как основная несущая поверхность. Наименование аэродинамических характеристик самолета, их форма аналогичны аэродинамическим характеристикам крыла. Аэродинамическая интерференция частей самолета оказывает слабое влияние на его подъемную силу, но значительно изменяет силу лобового сопротивления и моментные характеристики.

Зависимость $c_{y_a}(\alpha)$. Угол атаки нулевой подъемной силы самолета α_0 практически совпадает с аналогичным углом для крыла (рис. 8.1). При углах атаки, не превышающих $10...15^\circ$, кривая $c_{y_a}(\alpha)$ сохраняет линейность. Значение коэффициента c_{y_a} для любого угла атаки в пределах линейного участка может быть рассчитано по известной формуле $c_{y_a}(\alpha) = \operatorname{tg} \varphi \Delta \alpha = c_{y_a}^\alpha (\alpha - \alpha_0)$. На больших углах атаки из-за развития срывов на крыле кривая теряет линейность. Срывы воздушного потока вызывают вибрацию и тряску самолета, поэтому угол атаки, на котором возникает тряска, называют *углом атаки тряски*. Дальнейшее увеличение угла атаки обуславливает развитие срыва потока и замедление темпа роста коэффициента c_{y_a} . Интерференция частей самолета оказывает существенное влияние на характер кривой $c_{y_a}(\alpha)$ при $\alpha > \alpha_{н.с.}$. Критический угол атаки самолета, как правило, на $0,5...2^\circ$ меньше, чем $\alpha_{кр}$ крыла. Несколько меньше и $c_{y_{a\max}}$. Наличие аэродинамической и геометрической крутки крыла увеличивает угол атаки нулевой подъемной силы α_0 до положительных значений.

Семейство поляр и аэродинамическое качество. В крейсерском полете современных транспортных самолетов на околозвуковых скоростях при числах M полета $1 > M \geq M_*$ и углах атаки $\alpha = 2-5^\circ$ коэффициент $c_{y_a} = 0,4...0,5$, а коэффициент $c_{x_a} = 0,029...0,035$. На долю крыла приходится $42...50\%$ полного сопротивления самолета, на фюзеляж $25...32\%$, на мотогондолы двигателей $8...10\%$, на горизонтальное оперение $5...6\%$, на вертикальное оперение $3...4\%$. Волновое сопротивление составляет $5...20\%$ общего сопротивления самолета.

При скоростях и высотах полета самолета, на которых сжимаемостью воздуха можно пренебречь, поляра самолета выражается одной кривой ($M \leq 0,4$). Дальнейшее увеличение числа M полета вызывает непропорциональное изменение коэффициентов c_{y_a} и c_{x_a} , в результате чего поляры вытягиваются вверх и отклоняются вправо от поляры, соответствующей $M \leq 0,4$. С ростом числа M полета отклонение начинается на все меньших углах атаки. При $M \geq M^*$ развивается волновой кризис, волновое сопротивление растет, что приводит к увеличению коэффициента c_{x_a} и изменению c_{y_a} . Поляра уже не просто отклоняется от поляры при $M \leq 0,4$, а сдвигается вправо (кривая $M=0,8$; рис. 8.2).

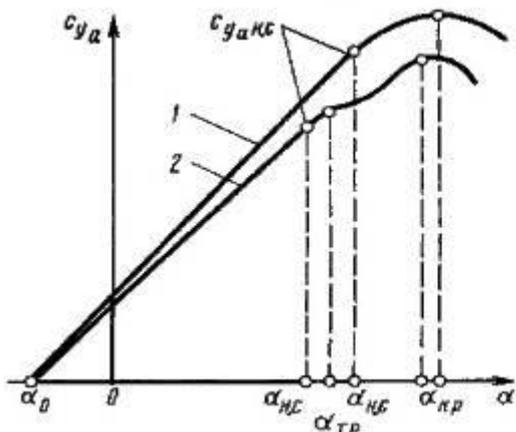


Рис. 8.1. Зависимости $c_{y_a}(\alpha)$ для крыла (1) и самолета (2)

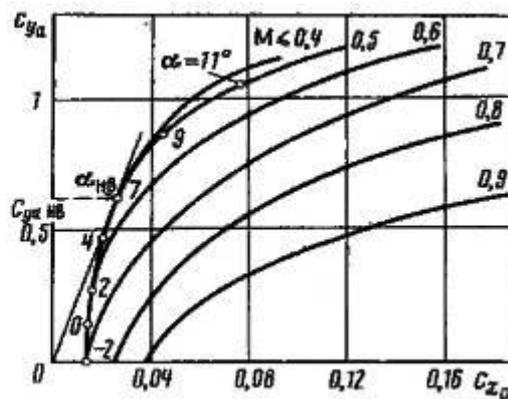


Рис. 8.2. Поляры самолета при различных числах M полета

Аэродинамическое качество самолета для каждого угла атаки и различных числах M полета определяется отношением $K = \frac{c_{y_a}}{c_{x_a}}$. Значения c_{y_a} и c_{x_a} снимаются по соответствующей поляре.

Аэродинамическое качество самолета в большой степени зависит от компоновочной схемы самолета. Как правило, с увеличением числа M полета в диапазоне $0,4 \leq M \leq M^*$ аэродинамическое качество самолета уменьшается, а при $M > M^*$ интенсивно падает.

Для увеличения аэродинамического качества самолета на этапах конструирования и эксплуатации применяется ряд методов: рациональная компоновка самолетов, выбор формы крыла в плане, применение ламинарных профилей, снижение вредной интерференции, снижение сопротивления трения (за счет улучшения чистоты обработки поверхности, качественной покраски, повышения герметичности фюзеляжа, уменьшения балансирующего отклонения органов управления и др.).

Зависимость $c_z(\beta)$. При скольжении самолета возникает аэродинамическая боковая сила Z_a , которая при малых углах скольжения $\beta \approx \pm 12^\circ$ практически равна поперечной аэродинамической силе Z . Зависимость коэффициента боковой (поперечной) аэродинамической силы в широком диапазоне углов скольжения линейна (рис.8.3). При больших углах скольжения из-за развития срыва потока и интерференции частей самолета линейность нарушается. Для линейного участка кривой справедливо соотношение

$$c_z = c_z^\beta \beta. \quad (8.1)$$

Производная $c_z^\beta \approx \frac{\Delta c_z}{\Delta \beta} \approx \text{tg } \varphi$.

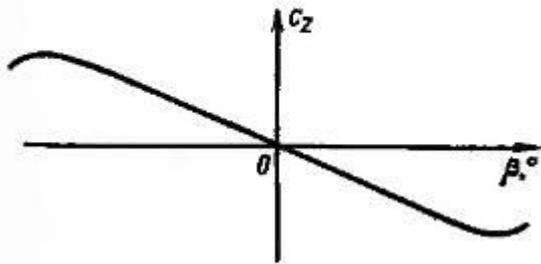


Рис. 8.3. Зависимость коэффициента аэродинамической поперечной силы c_z от угла скольжения β при нейтральном положении рулей

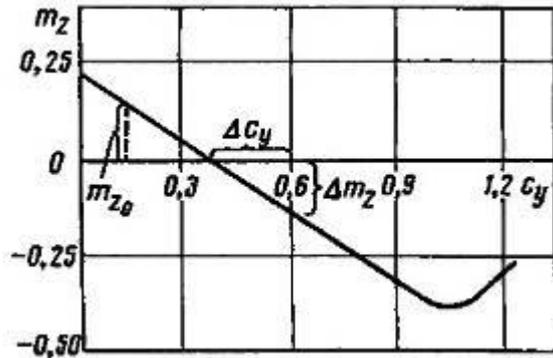


Рис.8.4. Зависимости коэффициента аэродинамического момента тангажа m_z от коэффициента аэродинамической нормальной силы c_y

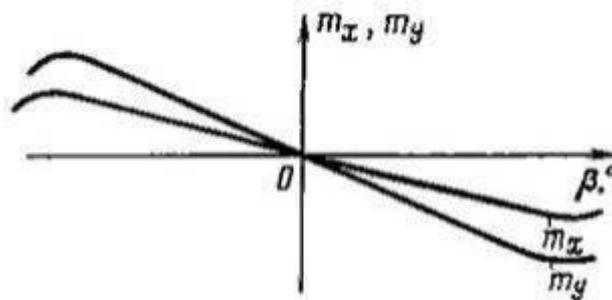


Рис. 8.5. Зависимости коэффициентов аэродинамических моментов рыскания m_y и крена m_x от угла скольжения β при нейтральном положении рулей

Зависимость $m_z(c_y)$. При нейтральном положении органов управления эта зависимость по форме аналогична рассмотренной для крыла (рис. 8.4). Для линейного участка кривой справедливо соотношение

$$m_z = m_z^{c_y} (c_y - c_{y0}) = m_z^{c_y} \Delta c_y. \quad (8.2)$$

Величина производной $m_z^{c_y}$ равна тангенсу угла наклона кривой $m_z(c_y)$ к оси абсцисс. Знак производной определяется знаками приращений Δc_y и Δm_z .

Зависимости $m_y(\beta)$ и $m_x(\beta)$. При нейтральном положении аэродинамических органов управления кривые $m_y(\beta)$ и $m_x(\beta)$, как правило, проходят через начало координат (рис. 8.5). При отсутствии симметрии самолета эти кривые сдвинуты относительно начала координат. Для линейного участка кривых:

$$m_y = m_y^\beta \Delta\beta; \quad m_x = m_x^\beta \Delta\beta. \quad (8.3)$$

Производные $m_y^\beta \approx \frac{\Delta m_y}{\Delta\beta}$ и $m_x^\beta \approx \frac{\Delta m_x}{\Delta\beta}$ показывают, как изменятся коэффициенты моментов рыскания и крена при изменении угла скольжения на 1° . Нарушение линейности кривых $m_z(c_y)$, $m_y(\beta)$, $m_x(\beta)$ вызвано срывом воздушного потока с поверхности самолета при больших углах атаки и скольжения.

Вопросы для самопроверки:

1. Чем определяются аэродинамические характеристики самолета?
2. Формула зависимости $C_{y\alpha} = f(\alpha)$ и ее график. Указать нулевой угол атаки α_0 , допустимый угол атаки $\alpha_{доп}$, критический угол атаки $\alpha_{кр}$.
3. Чему равно аэродинамическое качество?
4. Написать формулу полярны $\Gamma^{про}$ рода для $M \leq M_{кр}$. Сколько будет поляр для $M \leq M_{кр}$?
5. Написать формулу полярны $\Gamma^{про}$ рода для $M > M_{кр}$. Сколько будет поляр для $M > M_{кр}$?

РАЗДЕЛ 2. ДИНАМИКА ПОЛЕТА ЛА

Лекция № 9. Основные положения динамики полета ЛА. Системы координат. Траекторное движение самолета. Уравнения движения летательного аппарата: установившийся горизонтальный полет, установившийся набор высоты, установившееся снижение

План:

1. Основные положения динамики полета ЛА.
2. Системы координат.
3. Уравнения движения центра масс самолета
4. Установившийся горизонтальный полет
5. Установившийся набор высоты
6. Установившееся снижение Уравнения движения ЛА в векторной форме.

Динамика полета современных ЛА – это стройная, постоянно обновляющаяся научная дисциплина, позволяющая решать задачи анализа и исследования важнейших характеристик ЛА на всех этапах их создания, испытаний и эксплуатации.

Методы и подходы, используемые при изучении законов движения в динамике полета, аналогичны методам и подходам, используемым в механике. Это касается принимаемой механической модели самолета (или другого рассматриваемого ЛА). Самолет может рассматриваться как твердое тело, или как материальная точка (в зависимости от решаемой задачи). Далее, общее движение самолета представляется складывающимся из поступательного и вращательного движений.

Поступательное движение ЛА – это движение его центра масс (центра тяжести), т. е. материальной точки, в которой сосредоточена вся масса ЛА. Вращательное движение ЛА – это его движение относительно центра масс.

Поступательное движение определяется силами, действующими на ЛА, а вращательное движение – моментами. Следовательно, прежде чем приступить к изучению движения ЛА, надо знать силы и моменты, действующие на него.

Всякая сила (или момент), будучи вектором, характеризуется величиной, направлением и точкой приложения. Вектор обычно задается в виде составляющих (или проекций) по осям принятой системы координат. Поэтому для расчета траектории ЛА необходимо выбрать систему отсчета и системы координат, в которых будут задаваться силы и моменты, действующие на ЛА.

Движение ЛА исследуется также в определенной, обычно инерциальной, системе отсчета. Для самолетов обычно выбирается инерциальная система отсчета и в зависимости от характера решаемой задачи применяется та система координат, в которой уравнения движения получаются более приемлемыми, а их решение более простым и доступным. Таким образом, прежде чем приступить к изучению движения самолета, нужно знать не только силы и моменты, действующие на него, но и системы координат, применяемые как для задания сил и моментов, так и для изучения его движения. (В настоящее время по системам координат используется ГОСТ 200058-80.)

Системы координат

При аэродинамических расчетах и изучении динамики движения самолетов используются различные системы координат. Чаще всего используются связанная, скоростная, нормальная и траекторная системы координат.

Связанная система координат $OXYZ$ жестко связана с самолетом (отсюда ее название). Начало этой системы совпадает с центром масс самолета (см. рис. 18). Ось OX лежит в базовой плоскости самолета, она направлена в сторону носовой части и, как правило, параллельна CAX . Эта ось называется *продольной осью*. Ось OY тоже лежит в базовой плоскости самолета, при этом она перпендикулярна оси OX и направлена к верхней

базовой плоскостью самолета. Легко заметить, что если скольжение отсутствует ($\beta = 0$), то определение угла атаки упрощается: угол α будет равен углу между продольной осью OX и вектором скорости \vec{V} .

Нормальная земная система координат $OX_gY_gZ_g$ используется для описания пространственного положения самолета относительно поверхности Земли. Начало координат этой системы совпадает с началом связанной системы координат (см. рис. 20). Ось OY_g всегда направлена вверх по местной вертикали, а направление осей OX_g и OZ_g выбирается в соответствии с решаемой задачей, при этом плоскость X_gOZ_g всегда расположена горизонтально. Угол между осью OX_g и проекцией оси OX на горизонтальную плоскость X_gOZ_g называется *углом рыскания* и обозначается ψ . Угол между продольной осью OX и горизонтальной плоскостью X_gOZ_g называется *углом тангажа* и обозначается ϕ . Угол между поперечной осью OZ и горизонтальной плоскостью X_gOZ_g называется *углом крена* и обозначается γ .

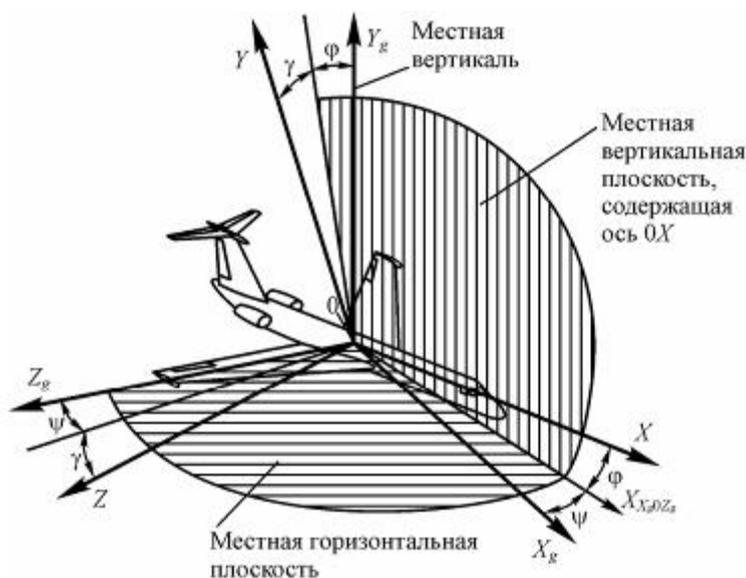


Рис. 20. Нормальная система координат

Траекторная система координат $OX_kY_kZ_k$ используется главным образом в динамике полета для описания движения самолета относительно поверхности Земли. В общем случае скорость полета относительно воздушной среды может не совпадать со скоростью полета относительно Земли, т.к. в реальной атмосфере почти всегда имеется движение воздушных масс, проще говоря, ветер. Ветер оказывает воздействие на самолет, и суммарная скорость его движения относительно поверхности Земли \vec{V}_k (*земная скорость*) будет равна:

$$\vec{V}_k = \vec{V} + \vec{W} \quad (31)$$

где \vec{V} – скорость самолета относительно воздушной среды;

\vec{W} – скорость ветра относительно Земли.

Траекторная система координат связана с вектором земной скорости \vec{V}_k . Начало координат этой системы совпадает с началом связанной системы координат (см. рис. 21). Ось OX_k совпадает с направлением вектора земной скорости \vec{V}_k . Ось OY_k размещается в вертикальной плоскости, проходящей через ось OX_k , и направлена вверх от Земли. Ось OZ_k образует правую систему координат. Траекторная система координат может быть получена из нормальной путем поворота последней на угол пути ξ и угол наклона траектории θ .

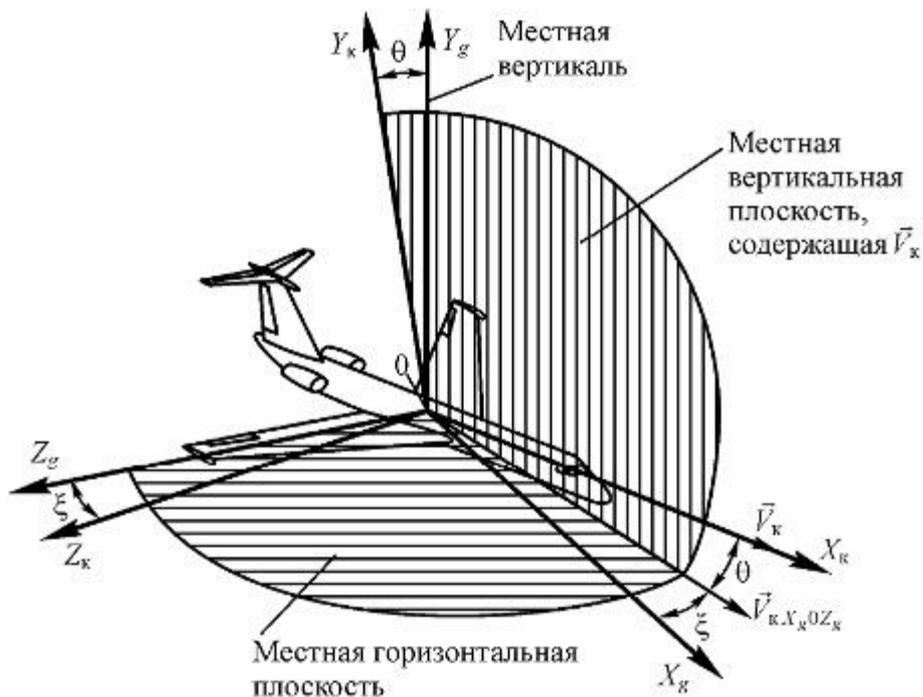


Рис. 21. Траекторная система координат

Углом пути ξ называется угол между проекцией вектора \vec{V}_k на горизонтальную плоскость X_gOZ_g и осью OX_g . Угол наклона траектории θ – это угол между вектором земной скорости \vec{V}_k и местной горизонтальной плоскостью X_gOZ_g .

Уравнения движения центра масс самолета

Самолет движется в воздухе под действием аэродинамической силы \vec{R}_A , силы тяги двигателей \vec{P} и силы тяжести \vec{G} .

Сила тяги создается силовой установкой самолета. Вектор \vec{P} обычно располагается в базовой плоскости самолета и образует некоторый угол с осью OX связанной системы координат, но для простоты мы будем полагать, что этот угол равен нулю, а сам вектор \vec{P} приложен в центре масс.

Полет самолета можно условно разбить на несколько этапов: взлет, набор высоты, горизонтальный полет, снижение и посадка. Самолет также может совершать вираж и другие маневры. На некоторых этапах полета движение самолета может быть как установившимся, так и неустойчивым.

При установившемся движении самолет летит с постоянной скоростью ($V = const$), при неизменных углах атаки ($\alpha = const$), крена ($\gamma = const$) и скольжения ($\beta = const$). Ниже мы будем рассматривать только установившееся движение на этапах горизонтального полета, набора высоты и снижения.

Установившийся горизонтальный полет - это прямолинейный полет с постоянной скоростью на постоянной высоте (см. рис. 20.1).

Уравнения движения центра масс самолета запишутся в этом случае следующим образом:

$$\begin{cases} P \cdot \cos \alpha = X_a \\ Y_a + P \cdot \sin \alpha = G \end{cases} \quad (1)$$

Поскольку угол атаки α мал (при этом $\cos \alpha \approx 1$, а $\sin \alpha \approx 0$), то можно записать:

$$\begin{cases} P = X_a \\ Y_a = G \end{cases} \quad (2)$$

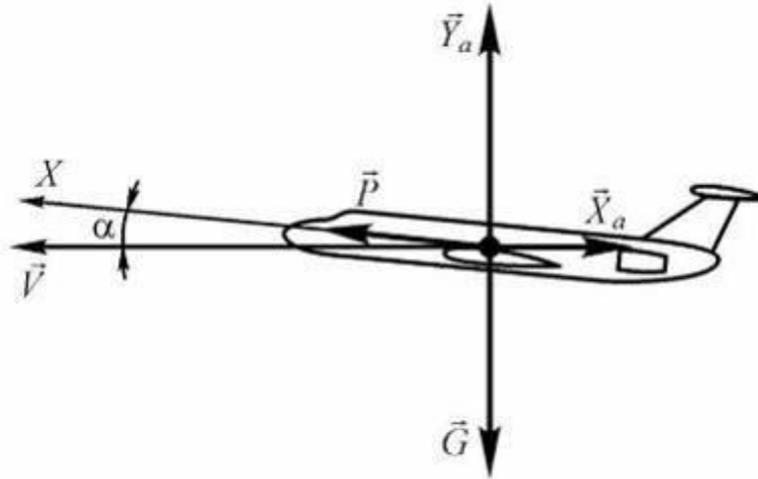


Рис. 20.1. Схема сил, действующих на самолет в установившемся горизонтальном полете

Если первое из этих равенств не будет выполняться, то скорость самолета будет либо увеличиваться, либо уменьшаться, т.е. не будет выполняться условие установившегося движения.

Если же подъемная сила не равна силе тяжести, то самолет будет либо подниматься, либо снижаться, а это значит, что не будет выполняться условие горизонтального полета.

Из этого равенства, зная формулу подъемной силы, можно получить величину скорости, необходимую для выполнения горизонтального полета $V_{Г.П.}$.

Учитывая, что $G = m \cdot g$ (где m - масса самолета, а g - ускорение свободного падения), можно записать:

$$c_{ya} \cdot \frac{\rho \cdot V_{Г.П.}^2}{2} \cdot S_{кр} = m \cdot g \quad (3)$$

откуда:

$$V_{Г.П.} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_{ya} \cdot \rho \cdot S_{кр}}} \quad (4)$$

Из этой формулы видно, что скорость горизонтального полета зависит от массы самолета m , плотности воздуха ρ (которая зависит от высоты полета), площади крыла $S_{кр}$ и коэффициента подъемной силы c_{ya} . Поскольку c_{ya} напрямую зависит от угла атаки α , то каждому значению скорости горизонтального полета будет соответствовать единственное значение угла атаки. Поэтому для обеспечения установившегося горизонтального полета с требуемой скоростью летчик задает определенную тягу двигателей и величину угла атаки.

Установившийся набор высоты - прямолинейное движение самолета вверх с постоянной скоростью. Схема сил, действующих на самолет при установившемся наборе высоты с углом наклона траектории θ , показана на рис. 20.2.

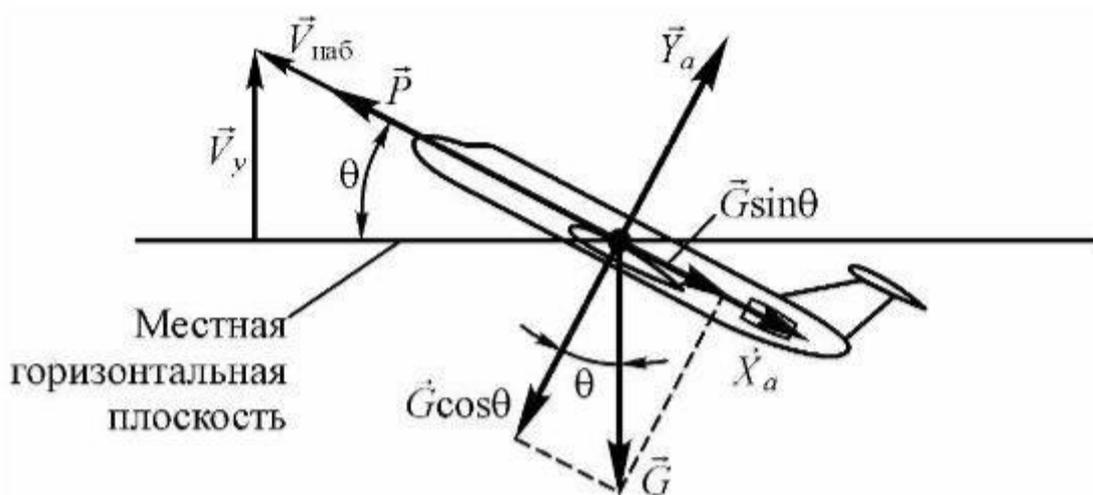


Рис. 20.2. Схема сил, действующих на самолет при установившемся наборе высоты (угол атаки принят малым и не показан)

В этом случае уравнения движения примут вид:

$$\begin{cases} P = X_a + G \cdot \sin \theta \\ Y_a = G \cdot \cos \theta \end{cases} \quad (5)$$

Необходимо отметить, что при наборе высоты тяга двигателей P уравнивает не только силу лобового сопротивления X_a , как в горизонтальном полете, но и составляющую силы тяжести $G \sin \theta$. Подъемная сила Y_a при этом требуется меньшая, поскольку $G \cos \theta < G$.

Важной характеристикой самолета является его *скороподъемность* - вертикальная скорость набора высоты V_y . Из рис. 20.2 видно, что:

$$V_y = V_{\text{наб}} \cdot \sin \theta \quad (6)$$

Установившееся снижение - прямолинейное движение самолета вниз с постоянной скоростью. На рис. 20.3 показана схема сил, действующих на самолет при снижении.

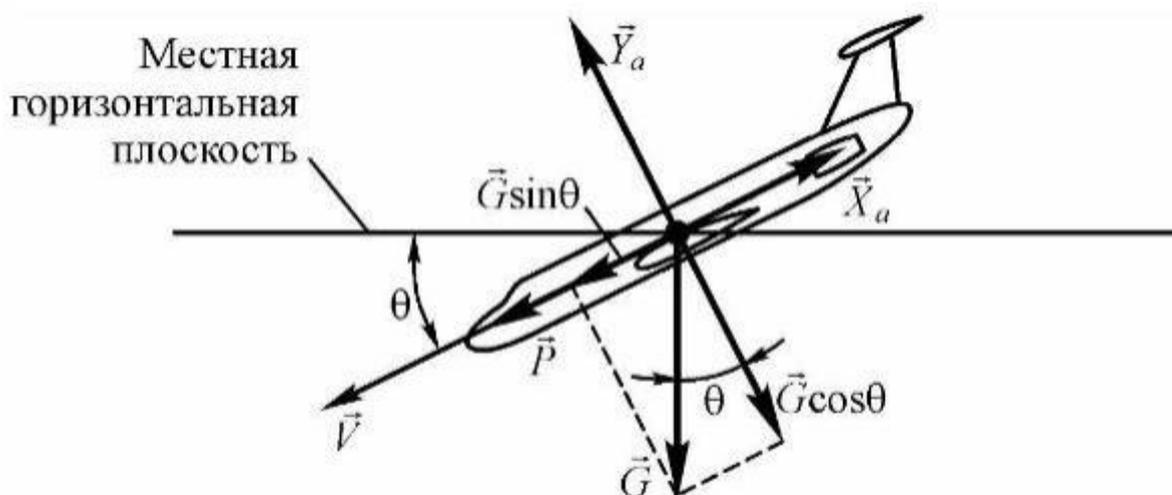


Рис. 20.3. Схема сил, действующих на самолет при установившемся снижении (угол атаки принят малым и не показан)

Уравнения движения для установившегося снижения имеют вид:

$$\begin{cases} P = X_a - G \cdot \sin \theta \\ Y_a = G \cdot \cos \theta \end{cases} \quad (7)$$

Если мы поделим первое уравнение системы (7) на второе, то получим:

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{X_a - P}{Y_a} \quad (8)$$

Из уравнения (8) видно, что установившееся снижение возможно только, если тяга меньше лобового сопротивления ($P < X_a$). Обычно снижение происходит при малых значениях тяги (при тяге малого газа), поэтому можно принять, что $P \approx 0$. Такой режим полета называется *планированием*. В этом случае:

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{X_a}{Y_a} = \frac{1}{K} \quad (9)$$

Важной характеристикой является дальность планирования $L_{\text{пл}}$ с заданной высоты $H_{\text{пл}}$. Легко видеть, что:

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{H_{\text{пл}}}{L_{\text{пл}}} \quad (10)$$

откуда:

$$L_{\text{пл}} = \frac{H_{\text{пл}}}{\operatorname{tg} \theta} = H_{\text{пл}} \cdot K \quad (11)$$

Из формулы (11) видно, что чем выше аэродинамическое качество самолета, тем больше будет дальность планирования.

Вопросы для самопроверки:

1. Что понимается под положением летательного аппарата?
2. Дайте характеристику земной системы координат.
3. Что понимается под ориентацией летательного аппарата?
4. Дайте характеристику связанной системы координат.
5. Что понимается под направлением движения летательного аппарата?
6. С помощью, каких углов ориентируется вектор линейной скорости относительно летательного аппарата? Дайте их определение.
7. Какой имеют вид и как получаются уравнения кинематических связей линейных скоростей?
8. Какие основные силы и моменты действуют на самолет, в каких системах и как они задаются?
9. Совокупностью каких движений можно представить движение летательного аппарата?
10. При каких допущениях можно выделить уравнения движения летательного аппарата как материальной точки?
11. Сформулируйте теорему об изменении количества движения точек, и об изменении момента количества движения тела.

Лекция № 10. Тема: Метод тяг Н.Е. Жуковского. Дальность и продолжительность полета

План:

1. Метод тяг Н.Е. Жуковского.
2. Дальность и продолжительность.
3. Часовой и километровой расходы топлива.

При рассмотрении установившегося движения самолетов с турбореактивными двигателями для определения летно-технических характеристик самолета удобно пользоваться методом тяг, который разработал Н.Е. Жуковский. Метод тяг Жуковского основан на сравнении величин потребной и располагаемой тяг.

Потребной тягой P_n называется тяга, необходимая для установившегося горизонтального полета на данной высоте с заданной скоростью. Она численно равна силе лобового сопротивления самолета:

$$P_n = X_a$$

Располагаемая тяга P_p - это максимально возможная суммарная тяга всех двигателей самолета на данной высоте и при данной скорости полета.

Сравнение потребной и располагаемой тяг удобно осуществлять, построив совмещенный график зависимостей P_n и P_p от скорости полета V для данной высоты полета и данной массы самолета (см. рис. 42). Такой график называется *диаграммой потребных и располагаемых тяг*. Рассмотрим характерные точки на этой диаграмме.

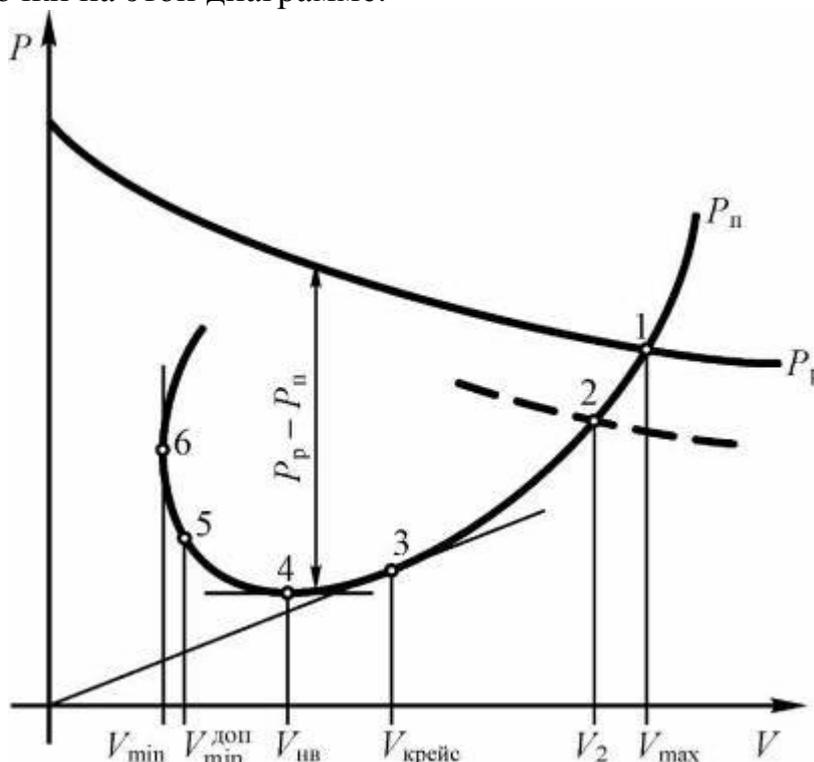


Рис. 42. Диаграмма потребных и располагаемых тяг

Точка «1», где пересекаются кривые потребных и располагаемых тяг, очевидно, соответствует режиму максимально возможной скорости установившегося горизонтального полета V_{max} , т.к. при большей скорости полета потребная тяга будет превышать располагаемую. Точки же, лежащие на кривой $P_n = f(V)$ левее точки «1» (например, точка «2»), соответствуют установившемуся горизонтальному полету со скоростью, меньшей V_{max} , в данном случае - со скоростью V_2 . Для осуществления такого режима полета необходимо несколько уменьшить тягу двигателя (см. кривую, выполненную штриховой линией) и увеличить коэффициент подъемной силы C_{ya} . Не вдаваясь в подробности отметим, что летчик имеет возможность в полете управлять тягой двигателя и подбирать угол атаки, обеспечивающий требуемый C_{ya} .

Характерной точкой, представляющей особый интерес, является точка «3», которая является точкой касания прямой, проведенной из начала координат к кривой потребных тяг $P_n = f(V)$. Очевидно, что в данной точке отношение $\frac{P_n}{V}$ будет минимальным. При выполнении этого условия, как это станет ясно в дальнейшем, обеспечивается максимальная дальность полета.

В точке «4» потребная тяга P_n минимальна. Перепишем формулу (47) для условий установившегося горизонтального полета:

$$K = \frac{m \cdot g}{P_n} \quad (64)$$

Если P_n - минимальна, то аэродинамическое качество K будет максимальным. В разделе, посвященном аэродинамическому качеству, мы отметили, что коэффициент подъемной силы и угол атаки, соответствующие максимальному значению качества называются наивыгоднейшими. Отсюда и скорость, соответствующая минимальному значению потребной тяги также называется наивыгоднейшей и может быть вычислена по формуле:

$$V_{нв} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_{ya,нв} \cdot \rho \cdot S_{кр}}} \quad (65)$$

При дальнейшем уменьшении скорости для обеспечения установившегося горизонтального полета наряду с увеличением угла атаки необходимо увеличивать тягу двигателей, т.к. здесь начинает быстро расти индуктивное сопротивление, что приводит к общему увеличению потребной тяги.

Точка «б» соответствует минимальному значению скорости установившегося горизонтального полета V_{min} . При этом значении скорости необходимо, чтобы самолет летел с максимальным значением коэффициента подъемной силы $c_{ya\ max}$, т.е. на критическом угле атаки $\alpha_{кр}$. По соображениям безопасности полет на критическом угле атаки считается недопустимым, т.к. любая ошибка в пилотировании или вертикальный порыв ветра, приводящие к дальнейшему увеличению угла атаки, вызовут резкое уменьшение C_{ya} из-за отрыва потока на крыле, что приведет к сваливанию самолета. Поэтому на практике за минимально допустимую скорость полета $V_{min}^{доп}$ принимают скорость, несколько большую, чем V_{min} (см. точку «5»). Коэффициент подъемной силы при этом берут несколько меньшим: $c_{y\ доп} = 0,8 \dots 0,85 \cdot c_{y\ max}$. Минимально допустимая скорость полета вычисляется по формуле:

$$V_{min}^{доп} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_{yа доп} \cdot \rho \cdot S_{кр}}} \quad (66)$$

С помощью диаграммы потребных и располагаемых тяг можно легко определить максимальную скороподъемность $V_{y max}$ на данной высоте и соответствующую ей скорость набора высоты $V_{наб}$.

Из уравнений движения при наборе высоты (52) вытекает, что:

$$\sin \theta = \frac{P - X_a}{G} \quad (67)$$

или, что то же самое:

$$\sin \theta = \frac{P_p - P_n}{m \cdot g} \quad (68)$$

Перепишем формулу для скороподъемности ($V_y = V_{наб} \cdot \sin \theta$) с учетом (68):

$$V_y = V_{наб} \frac{P_p - P_n}{m \cdot g} \quad (69)$$

Из формулы (69) видно, что скороподъемность зависит от избытка тяги ($P_p - P_n$). Очевидно, что максимальная скороподъемность будет при максимальном избытке тяги, т.е. когда разность ($P_p - P_n$) максимальна. Найти эту максимальную разность и соответствующую ей скорость набора высоты $V_{наб}$ можно графически (см. рис. 42), а затем по формуле (69) рассчитать максимальную скороподъемность $V_{y max}$ на данной высоте.

С увеличением высоты полета располагаемая тяга падает, а минимальные значения потребной тяги не изменяются (см. рис. 43).

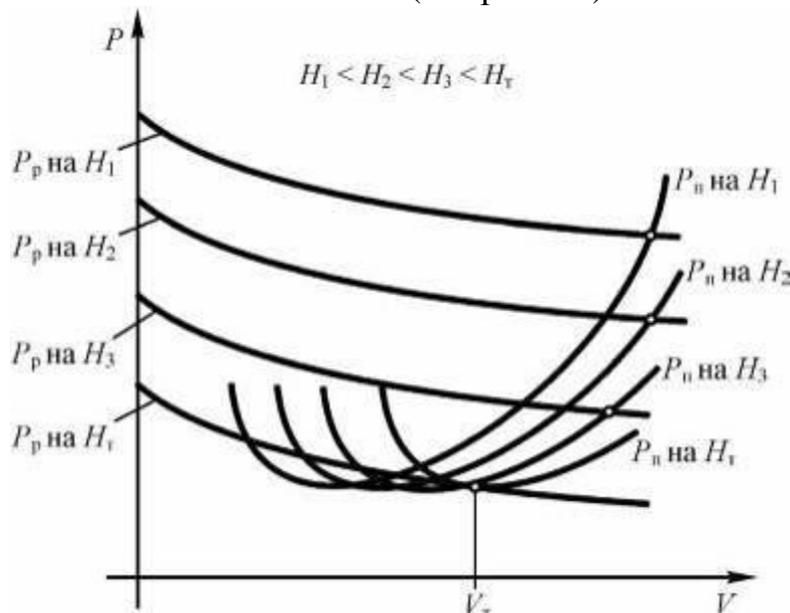


Рис. 43. Изменение потребной и располагаемой тяг в зависимости от высоты полета

Наступает такой момент, когда кривые потребных и располагаемых тяг имеют только одну точку пересечения (при этом $V_{y max} = 0$). На этой высоте установившийся набор высоты невозможен, а установившийся горизонтальный полет возможен только на скорости V_T . Такая высота называется теоретическим потолком самолета. Однако достичь теоретического

потолка самолет в установившемся наборе высоты практически не может, т.к. время набора высоты при этих условиях стремится к бесконечности. Поэтому вводится понятие **п р а к т и ч е с к о г о п о т о л к а -** высоты полета, при которой максимальная скороподъемность не меньше заданной. Для дозвуковых самолетов $V_{y\ max} > 3 \dots 5$ м/с.

Дальность и продолжительность полета

Дальность и продолжительность полета - одни из важнейших летно-технических характеристик самолета. Дальность полета L_n - это максимальное расстояние, которое может преодолеть самолет, израсходовав определенный запас топлива. Продолжительность полета t_n - промежуток времени, затрачиваемый на достижение дальности полета.

Различают техническую и практическую дальность полета.

Технической дальностью называют максимальную дальность полета самолета в стандартных атмосферных условиях, без ветра при полной заправке самолета топливом и полной его выработке, за исключением невырабатываемого остатка.

Наличие невырабатываемого остатка связано с тем, что не все заправленное в баки самолета топливо может быть выработано, что связано с конструктивными особенностями топливной системы. Обычно невырабатываемый остаток топлива составляет 1,5 % от массы заправляемого запаса топлива.

Техническая дальность является важным показателем предельных возможностей самолета. Однако завершение реального полета с пустыми баками является недопустимым по соображениям безопасности, т.к. любое непредвиденное отклонение от маршрута, наличие встречного ветра и т.п. могут привести к тому, что самолет не достигнет аэродрома назначения. Поэтому более реальным показателем является практическая дальность полета.

Практическая дальность - это максимальная дальность полета самолета в стандартных атмосферных условиях, без ветра при полной заправке самолета топливом и полной его выработке, за исключением невырабатываемого остатка, а также заданного заранее аэронавигационного запаса топлива.

Аэронавигационный запас топлива предназначен для компенсации возможных отклонений условий полета от расчетных, а также для ожидания в воздухе в районе аэродрома назначения или достижения запасного аэродрома в случае возникновения особых обстоятельств. Аэронавигационный запас топлива составляет, как правило, 10...15 % от массы заправляемого топлива.

Дальность полета L_n складывается из следующих участков (см. рис. 22.1):

$L_{наб}$ - дальность набора высоты; $L_{крейс}$ - дальность крейсерского полета; $L_{сн}$ - дальность снижения.

Крейсерский полет - это основной этап полета, на котором преодолевается большая часть расстояния (до 95 %) между аэродромами вылета и назначения. Крейсерский полет проходит, как правило, с постоянной скоростью на постоянной высоте (или в заданном диапазоне высот - эшелоне). В первом приближении его можно считать установившимся горизонтальным полетом.

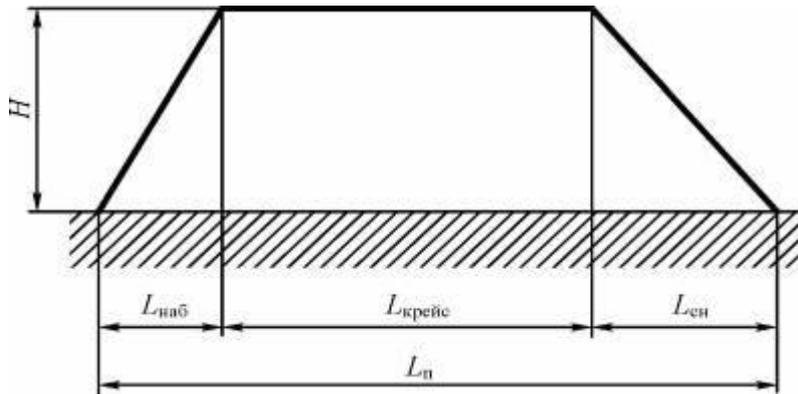


Рис. 22.1. Профиль полета самолета

Часовой и километровой расходы топлива.

При выборе высоты и скорости крейсерского полета стремятся к тому, чтобы минимизировать расход топлива.

Различают часовой и километровой расходы топлива.

Дальность полета $L_{крейс}$ вычисляют, используя километровой расход топлива, а продолжительность $t_{крейс}$ - используя часовой расход топлива:

$$L_{крейс} = \frac{m_T}{q_{км}} \quad (1)$$

где m_T – расходуемая масса топлива [кг];

$q_{км}$ – километровой расход топлива [кг/км].

$$t_{крейс} = \frac{m_T}{q_ч} \quad (2)$$

$q_ч$ – часовой расход топлива [кг/ч].

Часовой расход топлива $q_ч$ - расход массы топлива за один час пути. Часовой расход топлива рассчитывается по формуле:

$$q_ч = c_{уд} \cdot P_{п} \quad (3)$$

где $c_{уд}$ - удельный часовой расход топлива (расход массы топлива за один час пути на единицу тяги [кг/Н·ч]).

Из формулы (3) видно, что наименьшим часовой расход $q_{ч. min}$ будет при минимальной потребной тяге $P_{п. min}$ (точка «4» на диаграмме потребных и располагаемых тяг (см. рис. 42. Диаграмма потребных и располагаемых тяг)), т.е. на наивыгоднейшей скорости $V_{нв}$. Полет при этом согласно формуле (2) будет иметь максимальную продолжительность.

Из формулы $K = \frac{m \cdot g}{P_{п}}$ вытекает, что $P_{п. min} = \frac{mg}{K_{max}}$, поэтому:

$$q_{ч. min} = \frac{c_{уд} \cdot mg}{K_{max}} \quad (4)$$

Часовой расход топлива стремятся минимизировать, если основная задача полета связана не с транспортной операцией, а, например, с патрулированием, когда важна именно продолжительность полета. Если же выполняется перевозка грузов, то при этом важно обеспечить заданную дальность полета. Для этого стараются минимизировать километровой расход.

Километровой расход топлива $q_{км}$ - расход массы топлива на один километр пути. Километровой расход топлива равен:

$$q_{\text{км}} = \frac{q_{\text{ч}}}{V} = \frac{c_{\text{уд}} \cdot P_{\text{п}}}{V} \quad (5)$$

где V - скорость полета, которая имеет размерность [км/ч].

Из формулы (5) видно, что километровый расход топлива будет минимальным, когда минимально отношение $\frac{P_{\text{п}}}{V}$. Ранее при рассмотрении диаграммы потребных и располагаемых тяг (см. рис. 42. Диаграмма потребных и располагаемых тяг) мы отметили характерную точку «З», в которой как раз выполняется это условие. Соответствующая этой точке скорость будет скоростью крейсерского полета $V_{\text{крейс}}$, обеспечивающего максимальную дальность на данной высоте полета при заданном запасе топлива.

Как километровый, так и часовой расходы топлива уменьшаются с увеличением высоты полета. Поэтому в качестве крейсерской высоты полета рекомендуется выбирать высоту практического потолка, если нет других ограничений (например, отсутствие герметичной кабины на самолете). Необходимо отметить, что в процессе полета по мере расходования топлива масса самолета уменьшается, в результате чего постепенно возрастает высота практического потолка. Если самолет будет постоянно лететь на высоте практического потолка, т.е. с небольшим набором высоты, то в этом случае дальность его полета будет больше, чем при горизонтальном полете. Такой способ выполнения крейсерского полета получил название **п о л е т а п о п о т о л к а м**.

Вопросы для самопроверки:

1. Что такое набор высоты?
2. Что такое снижение?
3. Чем определяется угол наклона траектории при наборе высоты (снижении)?
4. Чем определяется величина вертикальной скорости при наборе высоты (снижении)?
5. Почему при анализе характеристик наборы высоты (снижения) пассажирских самолетов и при их расчете можно пользоваться кривыми тяг (мощностей) проф. Н. Е. Жуковского, построенными для горизонтального полета?
6. Как изменяется максимальная вертикальная скорость самолета с ТРД с высотой?
7. Что называется теоретическим и практическим потолком самолета?
8. Может ли самолет набрать в установившемся полете теоретический потолок, если нет, то почему?
9. Что такое барограмма подъема самолета? Что нужно знать для ее расчета и как она рассчитывается?
10. Что такое планирование? Какие силы и как действуют на самолет при планировании? Какие условия планирования?
11. Что такое поляр скорости планирования, как она рассчитывается и какой имеет вид?
12. Что такое режим наибольшей дальности планирования, на каком угле атаки он имеет место, как он определяется по поляр скорости планирования и чему равна наибольшая дальность планирования с заданной высоты полета H ?
13. Что такое режим наибольшей продолжительности планирования, на каком, примерно, угле атаки он имеет место, как он определяется по поляр скорости планирования и как может быть рассчитано время планирования на этом режиме?
14. Что такое поляр скорости набора высоты, как она рассчитывается и какой имеет вид? Как определяется по ней режимы наиболее крутого и наиболее быстрого набора высоты?

Лекция № 11. Тема: Взлет и посадка воздушного судна. Взлетно-посадочные характеристики самолёта

План:

1. Взлет и набор высоты.
2. Прерванный и продолженный взлет
3. Снижение и посадка
4. Посадочные характеристики самолета.
5. Уход на второй круг
6. Влияние различных факторов на взлетно-посадочные характеристики самолета

ВЗЛЕТ И ПОСАДКА

Главной особенностью взлета и посадки является движение самолета по поверхности взлетно-посадочной полосы (ВПП). Взлет и посадка - это неустановившиеся режимы полета, при которых интенсивно изменяются скорость, высота и угол наклона траектории. Полет выполняется соответственно во взлетной или посадочной конфигурации. Траектории взлета и посадки включают уже рассмотренные режимы движения самолета по наклонной траектории с постоянным углом наклона, а также полет по криволинейной траектории в вертикальной плоскости.

1. Взлет и набор высоты

Взлетом самолета называется движение самолета от начала разбега до достижения безопасной скорости и высоты (рис. 23.1). Безопасной высотой считается высота 10.7 м.

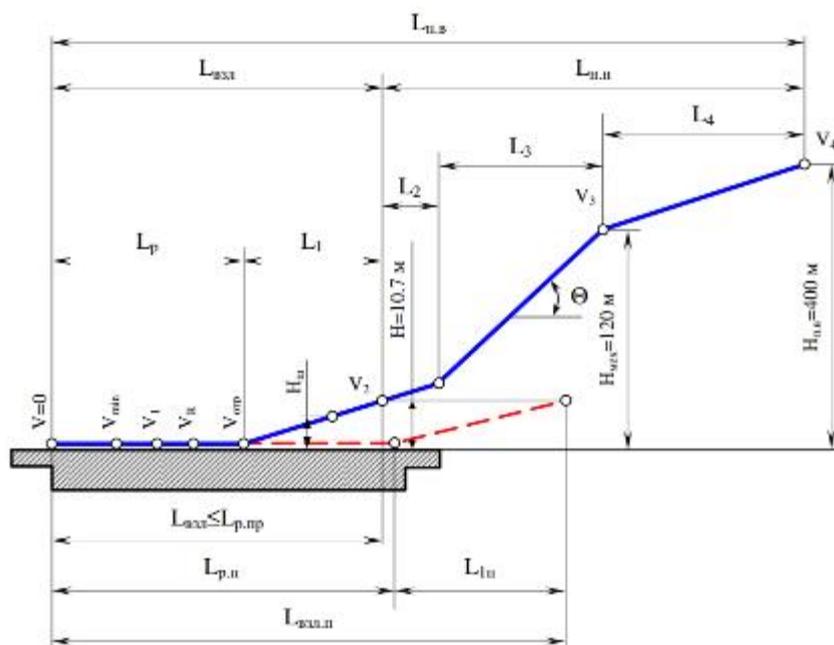


Рис. 23.1. Траектории взлета

Безопасной скоростью V_2 является скорость, на которой самолет обладает достаточной устойчивостью и управляемостью для перехода к следующему этапу - начальному набору высоты. Взлет самолета состоит из двух этапов:

- разбег по ВПП от момента страгивания до достижения скорости отрыва $V_{отр}$;
- разгон от скорости $V_{отр}$ до безопасной скорости взлета V_2 с одновременным набором высоты 10.7 м.

Взлетная дистанция $L_{взл}$ - расстояние по горизонтали, проходимое самолетом от момента страгивания на линии старта до момента набора высоты 10.7 м (над уровнем ВПП в точке отрыва). Таким образом, взлетная дистанция включает в себя дистанцию разбега L_p и дистанцию разгона L_1 с набором высоты:

$$L_{взл} = L_p + L_1$$

В процессе разбега самолет движется на всех опорах шасси. При этом угол атаки близок к стояночному $\alpha_{ст}$. При достижении скорости V_R происходит отрыв передней стойки шасси. Самолет продолжает увеличивать скорость и угол атаки до значений $V_{отр}$ и $\alpha_{отр}$. Отрыв самолета от ВПП происходит без дополнительного перемещения штурвала по достижении скорости отрыва $V_{отр}$. Разница в скорости подъема передней опоры и отрыва не превышает 15-20 км/ч.

После отрыва самолет по криволинейной траектории переходит в набор высоты с последующим увеличением скорости полета и уменьшением угла атаки. На высоте 3-5 м начинается уборка шасси, скорость продолжает расти и на высоте 10.7 м достигает безопасной скорости взлета V_2 . На этом взлет самолета считается законченным.

Полной взлетной дистанцией $L_{п.в}$ называется расстояние по горизонтали от момента страгивания самолета до набора высоты 400 м. Таким образом, полная взлетная дистанция $L_{п.в}$ состоит из дистанции взлета $L_{взл}$ и дистанции начального набора высоты $L_{н.н}$:

$$L_{п.в} = L_{взл} + L_{н.н}$$

- Дистанция начального набора высоты $L_{н.н}$ включает в себя три этапа:
- L_2 - разгон самолета от скорости V_2 до скорости, обеспечивающей безопасный набор высоты с выпущенной механизацией и определенным углом наклона траектории;
- L_3 - разгон самолета до безопасной скорости начала уборки механизации V_3 с одновременным набором высоты $H_3=120$ м;
- L_4 - этап, на котором завершается уборка механизации, скорость самолета увеличивается до рекомендуемой скорости набора высоты V_4 с одновременным набором высоты $H_4=400$ м.

2. Прерванный и продолженный взлет

В процессе взлета самолета могут возникнуть ситуации, при которых взлет должен быть прекращен. При отказе двигателя или при появлении других неисправностей, угрожающих безопасности полета, если не достигнута скорость принятия решения, взлет должен быть прекращен. Скорость принятия

решения V_I - это наибольшая скорость разбега, при которой в случае отказа критического двигателя возможно как безопасное прекращение, так и безопасное продолжение взлета. Значение скорости принятия решения должно удовлетворять условию:

$$V_{min} \leq V_I \leq V_R$$

Прерванным называется взлет, протекающий как нормальный до момента отказа двигателя, после чего начинается прекращение взлета с последующим торможением самолета до полной его остановки на полосе (см. рис. 23.1). *Продолженным* (завершенным) называется взлет, протекающий как нормальный до момента отказа двигателя в процессе взлета, после чего взлет продолжается и завершается с отказавшим двигателем.

Потребные дистанции разбега при нормальном L_p , прерванном $L_{p,пр}$ и продолженном $L_{p,п}$ взлете рассчитываются по специальным методикам, приведенным в РЛЭ конкретного самолета, состояния ВПП, температуры наружного воздуха, массы самолета и т.п. Располагаемая длина летной полосы (летная полоса это сумма длин ВПП и концевых полос безопасности) должна быть больше потребной.

Критерием, по которому командир решает прекратить или продолжить взлет, является скорость принятия решения V_I . Если отказ двигателя произошел на скорости меньше V_I , необходимо прекращение взлета обязательно. При отказе двигателя на скорости больше, чем V_I , необходимо продолжать взлет, так как риск выкатывания за пределы летной полосы может иметь более неблагоприятные последствия, чем продолжение взлета с одним отказавшим двигателем.

3. Снижение и посадка

Полная посадочная дистанция $L_{пп}$ (рис. 23.2) состоит из участка захода на посадку и собственно посадочной дистанции $L_{пос}$, т.е.:

$$L_{пп} = L_{з.п} + L_{пос}$$

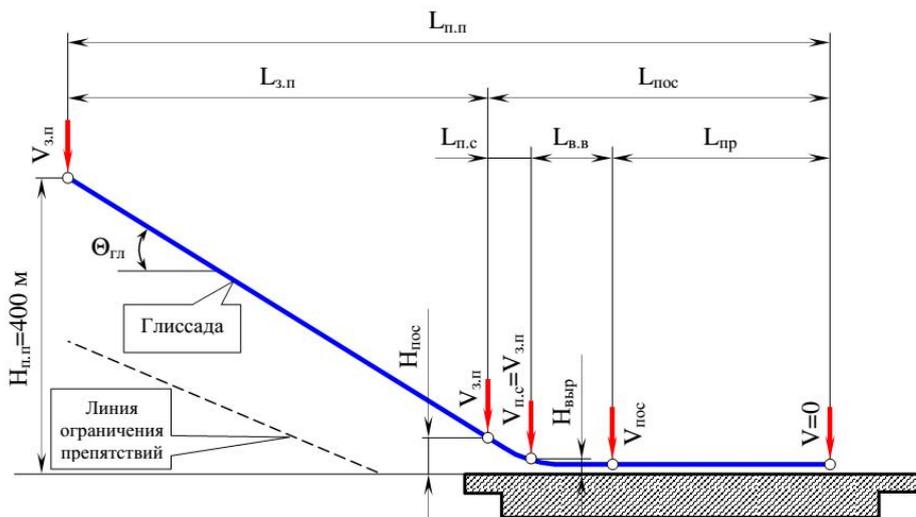


Рис. 23.2. Схема захода на посадку и посадки

На участке $L_{з.п}$ самолет движется по наклонной траектории вниз с высоты $H_{п.п} = 400 \text{ м}$ до высоты $H_{нос} = 15 \text{ м}$ с постоянной скоростью захода на посадку $V_{з.п}$. Эта скорость должна превышать скорость сваливания самолета в посадочной конфигурации V_c и выбирается из условия:

$$V_{з.п} \geq 1,3 \cdot V_c$$

или

$$V_{з.п} \geq 1,05 \cdot V_{э.п}$$

где $V_{э.п}$ - минимальная эволютивная скорость посадки.

Минимальной эволютивной скоростью посадки называется минимальная скорость, при которой в случае отказа критического двигателя в режиме прямолинейного движения полета без крена и скольжения обеспечивается возможность с помощью одних только основных аэродинамических органов управления восстанавливать управление самолетом, а затем сохранять установившийся прямолинейный полет на этой скорости при крене не более 5° . При этом градиент снижения не должен превышать 5%.

В то же время скорость захода на посадку не должна превышать максимально допустимую скорость в данной конфигурации, выбираемую из условий прочности конструкции самолета. Такая скорость $V_{з.п}$ позволяет выполнять необходимые маневры по устранению возможных отклонений от расчетной глиссады. Угол наклона расчетной глиссады $\theta_{гп}$ должен быть в пределах $(-2^\circ 40'') \div (-3)^\circ$. Так как заход на посадку выполняется в посадочной конфигурации самолета (механизация крыла и шасси выпущены), то для обеспечения допустимой вертикальной скорости снижения режим работы силовой установки должен быть выше или равным режиму полетного малого газа. Корректировка траектории движения самолета на глиссаде, особенно по уменьшению вертикальной скорости снижения, должна производиться за счет тяги силовой установки и изменения угла атаки. Попытка уменьшить вертикальную скорость только путем увеличения угла атаки может привести к увеличению лобового сопротивления, выходу самолета на критические режимы полета, что не только усложняет пилотирование, но и создает предпосылку к сваливанию.

Посадкой называется замедленное движение самолета с высоты 15 м до его остановки после приземления. Согласно схеме посадки (рис. 23.3) самолет достигает высоты $H_{нос} = 15 \text{ м}$ со скоростью захода на посадку $V_{з.п}$ и движется с этой же скоростью или постепенно уменьшающейся скоростью по траектории снижения с постоянным углом наклона до высоты начала выравнивания $H_{выр}$.

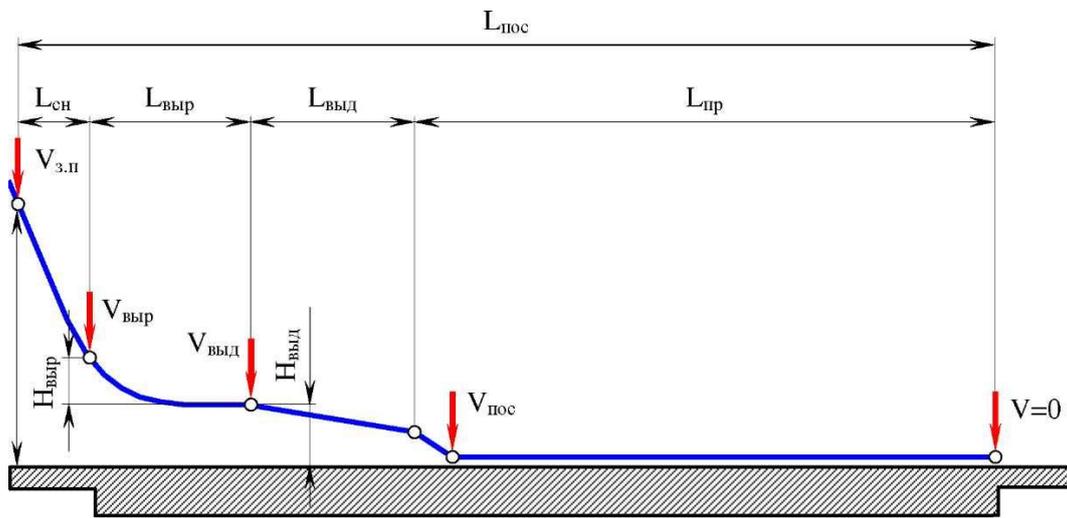


Рис. 14.3. Траектория посадки самолета

С высоты выравнивания самолет движется по криволинейной траектории и переходит от прямолинейной траектории снижения к траектории с малым углом наклона к поверхности ВПП. На участке выравнивания вследствие постепенного увеличения угла атаки и появления отрицательного избытка тяги ($P - X - G \cdot \sin(\theta) < 0$) скорость самолета гасится от значения $V_{з.п}$ до скорости $V_{выд}$. Вертикальная скорость при этом также уменьшается.

Траектория выравнивания как бы сопрягает глиссаду с траекторией почти параллельной поверхности ВПП. Выравнивание заканчивается на высоте начала выдерживания $H_{выд}$ и начинается этап выдерживания. На участке выдерживания полет происходит по траектории, имеющей угол наклона менее 1° к поверхности ВПП. Вследствие непрерывного увеличения угла атаки и роста лобового сопротивления скорость самолета продолжает уменьшаться. Выдерживание заканчивается после достижения скорости $V_{пос}$. Из-за гашения скорости без увеличения угла атаки равенство $Y = G \cdot \cos(\theta)$ нарушается, самолет постепенно приближается к поверхности ВПП и касается ее колесами главных опор. Начинается этап пробега. Скорость самолета в момент приземления является его фактической посадочной скоростью $V_{пос}$.

Снижение самолета с высоты, на которой прекращено преднамеренное увеличение угла атаки до приземления, называется *парашютированием*. Благодаря уменьшению подъемной силы в конце этапа снижения вертикальная скорость несколько увеличивается, что приводит к увеличению фактического угла атаки. Вертикальная скорость самолета в момент приземления в основном определяет нормальную перегрузку - "жесткость" посадки. Чем меньше вертикальная скорость в момент приземления, тем меньше нормальная перегрузка, тем более мягкой будет посадка.

Первая фаза пробега после приземления осуществляется на колесах основных опор. При уменьшении скорости до определенного значения угол атаки самолета уменьшается, колеса передней опоры касаются ВПП, и

дальнейшее движение самолета на пробеге осуществляется на трех опорах. При пробеге по возможности используются все средства торможения:

- реверс двигателей;
- тормоза колес;
- тормозные щитки, увеличивающие лобовое сопротивление;
- гасители подъемной силы (интерцепторы), увеличивающие нагрузку на колеса и, соответственно, силу трения колес о ВПП.

4. Посадочные характеристики самолета

К основным посадочным характеристикам самолета относятся:

1. *Посадочная скорость.*

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2 \cdot G_{\text{пос}}}{c_{y(\text{пос})} \cdot \rho \cdot S}}$$

2. *Длина пробега.*

5. Уход на второй круг

В случае невозможности или опасности посадки выполняется уход на второй круг. Снижение самолета прекращается и выполняется набор высоты до высоты круга. Уход на второй круг с нормально работающими двигателями и с допустимыми центровками не представляет особых сложностей. При отказе одного из двигателей и большой загрузке самолета полет осложняется. Для каждого типа самолета Руководством по летной эксплуатации (РЛЭ) устанавливается своя минимальная допустимая высота принятия решения H_1 , с которой можно уйти на второй круг с соблюдением всех требований безопасности полетов.

6. Влияние различных факторов на взлетно-посадочные характеристики самолета

6.1. Влияние конструктивных факторов

К конструктивным факторам относят:

- удельную нагрузку на крыло $\frac{G}{S}$;
- тяговооруженность $\frac{P}{G}$;
- механизацию крыла;
- средства торможения;
- расположение крыла относительно фюзеляжа.

Из формул расчета потребных скоростей ($V_{\text{отр}}$, $V_{\text{сн}}$, $V_{\text{нос}}$) видно, что при увеличении нагрузки на крыло, потребные скорости увеличиваются, что, в свою очередь, вызывает увеличение дистанций взлета и посадки.

Тяговооруженность. Определяет только взлетные характеристики самолета. Повышение тяговооруженности и связанное с ним увеличение избытка тяги ΔP приводит к росту ускорения на различных участках взлета и к сокращению длины разбега и взлета. Тяговооруженность современных самолетов ГА составляет до 0.4.

Механизация крыла оказывает значительное влияние: увеличивает коэффициенты подъемной силы и сопротивления; изменяет качество самолета. Использование механизации при взлете обеспечивает преимущественный рост коэффициента подъемной силы, и соответственно повышает качество самолета. А на посадке - увеличение подъемной силы с преимущественным ростом коэффициента сопротивления (снижение качества). Поэтому на взлете закрылки отклоняются в промежуточное положение, а при посадке на максимальный угол. Отклоненные гасители подъемной силы и интерцепторы на посадке не только лобовое сопротивление, но, нарушая обтекание верхней поверхности крыла, уменьшают подъемную силу. Что позволяет снизить качество в 8 - 10 раз.

К **средствам торможения** относятся тормоза колес, реверсивное устройство силовой установки, тормозные щитки и тормозные парашюты.

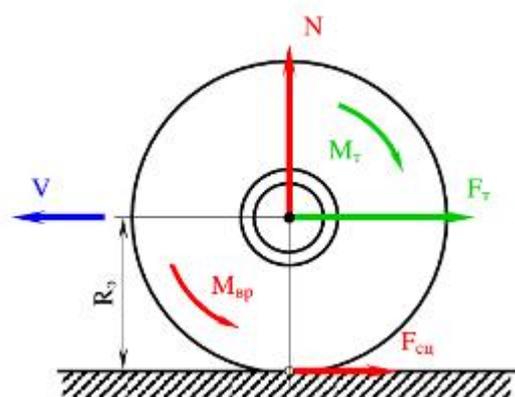


Рис. 14.4. Схема сил, действующих на колесо при торможении

Торможение колес позволяет снизить пробег самолета в 1.5 - 2 раза. В процессе торможения на колесо действует два момента сил (рис. 23.4):

- Вращающий момент $M_{вр}$, равный произведению силы сцепления колеса с поверхностью ВПП $F_{сц}$ на эффективный радиус колеса $R_э$. А сила сцепления зависит от силы реакции опоры N :

$$M_{вр} = F_{сц} \cdot R_э; F_{сц} = N \cdot \mu;$$

$$N = \frac{Y - G}{n};$$

где μ - коэффициент сцепления колеса с поверхностью ВПП;
 n - число колес.

- Тормозной момент M_m , создаваемый силой трения в тормозах колес. Этот момент зависит от конструкции тормозов колес, давления в тормозной системе, степени обжатия педалей тормозов, работы противоюзного устройства.

Если вращающий момент больше тормозного, то колесо вращается, постепенно уменьшая скорость движения самолета. При этом на ось колеса действует сила торможения $F_m = \frac{M_m}{R_э}$, направленная в сторону, противоположную движению.

Если вращающий момент меньше тормозного, то колесо прекращает вращение, и оно скользит по поверхности ВПП.

Движение самолета при невращающихся колесах недопустимо. Т.к. это увеличивает длину пробега, движение самолета становится неуправляемым. Что может спровоцировать выкатывание самолета за пределы ВПП.

При посадке на скользкую ВПП основным средством торможения является реверсирование тяги силовой установки. При посадке в нормальных условиях позволяет сократить длину пробега на 25 - 30%. На самолета ГА тормозные парашюты не применяются.

Расположение крыла относительно фюзеляжа (низкоплан или высокоплан) определяет степень влияние эффекта воздушной подушки (экрана земли) на аэродинамические характеристики самолета. В большей степени эффект воздушной подушки проявляется на низкопланах.

6.2. Влияние условий эксплуатации

К эксплуатационным факторам, оказывающим существенное влияние на взлетно-посадочные характеристики самолета, относят:

- взлетную или посадочную массу самолета;
- температуру окружающего воздуха и высоту аэродрома над уровнем моря;
- уклон ВПП;
- ветер.

Взлетная или посадочная масса самолета. Для приближенных расчетов можно принять, что увеличение взлетной массы на 1% вызывает увеличение длины разбега на 2 -2.5%. Изменение посадочной массы на 1% приводит к изменению скорости захода на посадку и посадочной скорости на 0.5%.

Температура окружающего воздуха и высота аэродрома над уровнем моря. Температура окружающего воздуха при постоянном атмосферном давлении приводит к изменению плотности воздуха и через нее оказывает влияние на располагаемую тягу силовой установки самолета. С увеличением температуры взлетно-посадочные характеристики самолета ухудшаются. Такое же влияние оказывает и высота аэродрома над уровнем моря.

Угол уклона ВПП. При положительном угле наклона ВПП самолет движется на подъем и длина разбега увеличивается, а длина пробега уменьшается. При отрицательном угле уклона ВПП самолет движется под уклон, что приводит к уменьшению длины разбега и увеличению длины пробега.

Влияние ветра на длину разбега и пробега обусловлено тем, что при неизменных потребных истинных скоростях отрыва и посадки путевая скорость самолета зависит от скорости и направления ветра. При встречном ветре они уменьшаются, при попутном увеличиваются. На длину разбега и пробега влияет также боковая составляющая скорости ветра. Наличие угла скольжения вызывает появление моментов крена и рыскания, для парирования которых необходимо использовать рули.

Вопросы для самопроверки:

1. Что понимается под взлетом и взлетной дистанцией самолета?
2. По каким принципиальным схемам производится взлет самолета и из каких этапов он складывается?
3. Какие силы действуют на самолет в процессе разбега и как они изменяются с изменением скорости движения?
4. Что такое скорость отрыва, из какого условия она определяется, от чего и как она зависит?
5. Что понимается под критической скоростью при взлете с одним отказавшим двигателем?
6. Что называется продолженным взлетом?
7. Что называется прерванным взлетом?
8. Что называется сбалансированной взлетной дистанцией самолета?
9. Что понимается под разбалансированным взлетом самолета?
10. Что называется потребной длиной разбега?
11. Что такое сбалансированная длина разбега?
12. В каком соотношении находятся критические скорости сбалансированного взлета (какая из них меньше и почему)?
13. Что понимается под посадкой и посадочной дистанцией самолета?
14. По каким принципиальным схемам производится посадка самолета, из каких этапов она складывается?
15. Какие силы действуют на самолет в процессе пробега и как они изменяются с изменением скорости движения?
16. Что такое посадочная скорость, из какого условия она определяется и от чего зависит?
17. В чем сущность метода проф. В. С. Пышнова при расчете воздушных участков взлетной и посадочной дистанции самолета?
18. Почему предпосадочное снижение должно выполняться на скорости больше посадочной?
19. Что понимается под потребной длиной ВПП?
20. Какая высота по нормам летной годности принимается за высоту стандартного препятствия на границе аэродрома при взлете и посадке?
21. Когда отклонены закрылки на больший угол, при взлете или при посадке, и почему?
22. Когда в условиях взлета и посадки применяются спойлеры (интерцепторы), в чем заключается их эффект?

Лекция № 12.

Основные положения устойчивости и управляемости самолета, статическая и динамическая устойчивость. Равновесие летательных аппаратов.

План:

1. Основные понятия, определения и уравнения
2. Продольная статическая устойчивость самолета
3. Путевая статическая устойчивость самолета
4. Поперечная статическая устойчивость самолета

Основные понятия, определения и уравнения

При изучении устойчивости и управляемости самолет рассматривается как абсолютное твердое тело (система материальных точек), совершающее поступательное движение центра масс и вращательное относительно центра масс, описываемое двенадцатью уравнениями. В скалярной форме: три уравнения сил, три уравнения моментов сил, три уравнения линейных скоростей, три уравнения угловых скоростей. Устойчивость и управляемость, рассматриваются в связанной системе координат $OXYZ$ (рис. 12.7).

Некоторые допущения и вертикальная плоскость симметрии самолета позволяют разделить движение на продольное и боковое.

Продольное движение совершается в плоскости симметрии самолета $OXYZ$ и описывается следующими уравнениями:

$$m \frac{dV}{dt} = F_{x_k}, \quad mV \omega_{z_k} = F_{y_k}, \quad J_z = \frac{d\omega_z}{dt} = M_z,$$

где J_z – момент инерции самолета относительно оси OZ .

$$v_{x_g} = v \cdot \cos \theta; \quad v_{y_g} = v \cdot \sin \theta; \quad v_{x_g} = \frac{dx_g}{dt};$$

$$\omega_{z_k} = \frac{d\theta}{dt}; \quad \omega_z = \frac{d\vartheta}{dt}; \quad \vartheta = \theta + \alpha; \quad M_z = m_z S v q,$$

где m_z – коэффициент продольного момента самолета; S – площадь крыла; v – хорда крыла; $q = \frac{\rho V^2}{2}$.

Уравнения сил представлены в траекторной системе координат $OX_k Y_k Z_k$, уравнение моментов сил в связанной системе координат $OXYZ$, кинематические уравнения в нормальной земной $OX_g Y_g Z_g$ и связанной $OXYZ$.

Продольный момент (момент тангажа) M_z создается относительно оси OZ и изменяет угол атаки α . В то же время он является функцией угла атаки. Продольный момент, увеличивающий угол атаки, называется кабрирующим моментом и считается положительным, уменьшающий угол атаки, называется пикирующим и считается отрицательным (рис. 12.7).

Боковое движение совершается в плоскости OXZ , перпендикулярной плоскости симметрии OXY . Оно включает поступательное движение центра масс вдоль оси OZ_k и вращательные движения относительно осей OY и OZ , создавая соответственно

путевой (момент рысканья) момент M_y и поперечный (момент крена) M_x . Они являются функциями угла скольжения β , знаки моментов указаны на рис. 12.7.

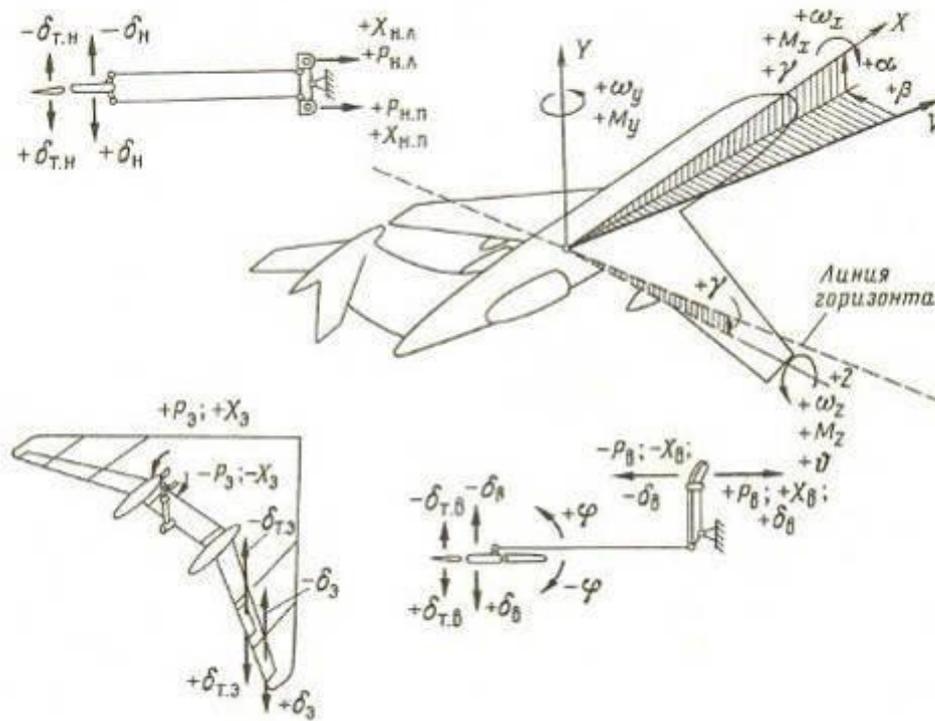


Рис. 12.7. Правило знаков

Боковое движение описывается следующими уравнениями движения:

$$m \frac{dV}{dt} = F_{xк}, \quad -mV \frac{d\psi}{dt} = F_{zк},$$

$$J_x \frac{d\omega_x}{dt} - J_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} = M_x, \quad J_y \frac{d\omega_y}{dt} - J_{yx} \frac{d\omega_x}{dt} = M_y,$$

$$M_x = m_x Slq, \quad M_y = m_y Slq,$$

m_x, m_y – соответствующие коэффициенты моментов, l – размах крыла.

Первые два уравнения являются уравнениями сил в траекторной системе координат $OX_k Y_k Z_k$, вторые два являются уравнениями моментов сил в связанной системе координат $OXYZ$, где

J_x, J_y – осевые моменты инерции, J_{xy}, J_{yx} – центробежные моменты инерции.

Представленные уравнения продольного и бокового движения самолета описывают (невозмущенной) движение самолета. За опорное движение принимается заданный режим полета. Движение самолета, вызванное возмущениями, называется возмущенным.

При изучении устойчивости и управляемости рассматривают устойчивость в малом (метод малых возмущений), то есть параметры, описывающие опорное движение, изменяются на малые величины при воздействии возмущений на основное движение.

$\Delta\vartheta, \Delta\alpha, \Delta\nu, \Delta\beta, \Delta\gamma, \Delta\psi, \Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z$ и т. д. являются малыми величинами. Устойчивость в малом дает возможность линеаризовывать уравнения возмущенного

движения, и решать их либо аналитически, либо численными методами и определять параметры, характеризующие устойчивость и управляемость самолета.

Устойчивость. Поскольку самолет всегда в процессе полета подвергается воздействию тех или иных возмущающих факторов (например, турбулентности атмосферы, порывов ветра, случайных отклонений рулей и т. п.), то возникает вопрос, а насколько заданное (невозмущенное) движение является надежным, обладает ли самолет свойством сохранять заданное невозмущенное движение без вмешательства пилота, способен ли он после воздействия возмущения вернуться к исходному невозмущенному движению. Это свойство самолета называется динамической устойчивостью или просто устойчивостью.

Устойчивость – это свойство самолета сохранять заданное невозмущенное движение (режим полета, т. е. скорость, высоту, перегрузку, направление полета и т. д.) без вмешательства пилота.

Устойчивость самолета принято рассматривать при одном из двух предположений:

рули (рычаги управления) зажаты; пилот их фиксирует в определенном положении;

рули (рычаги управления) свободны; пилот, сняв усилия с рычагов управления с помощью триммеров, полностью освобождает их от своего воздействия.

Различают динамическую и статическую устойчивость.

О *динамической устойчивости* (об устойчивости) судят по характеру возмущенного движения – изменению полетных параметров в процессе возмущенного движения. Если в процессе возмущенного движения приращения параметров исчезают (асимптотически или колебательно), то такой самолет устойчив (рис. 12.8), если нарастают – неустойчив (рис. 12.9), а если сохраняются неизменными (конечно, это надо рассматривать как чисто теоретический случай) – нейтрален.

В случае динамической устойчивости возмущенное движение имеет характер затухающих колебаний, а динамической неустойчивости – все более усиливающегося аperiodического возрастания или уменьшения угла атаки и уменьшения или нарастания скорости.



Рис. 12.8. Поведение самолета, обладающего свойством устойчивости

Таким образом, признаком динамической устойчивости является затухающий характер колебаний самолета относительно положения равновесия. Здесь также в связи с возможностью разделения возмущенного движения на продольное и боковое принято различать продольную и боковую устойчивости.

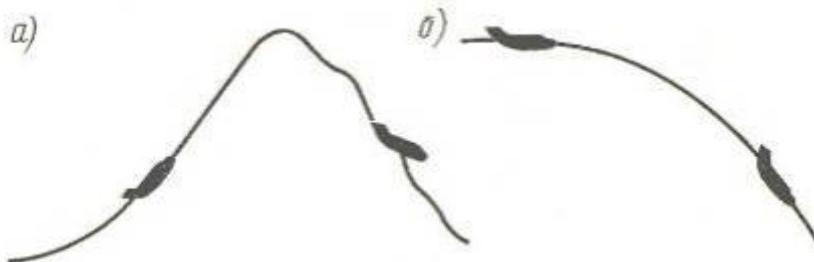


Рис. 12.9. Поведение неустойчивого самолета:

a – явление потери скорости; *б* – явление затягивания в пикирование

Продольная устойчивость – это свойство самолета сохранять без вмешательства пилота заданное продольное невозмущенное движение, или это свойство самолета уничтожать приращения параметров, характеризующих продольное движение, и образовавшихся в результате воздействия возмущения.

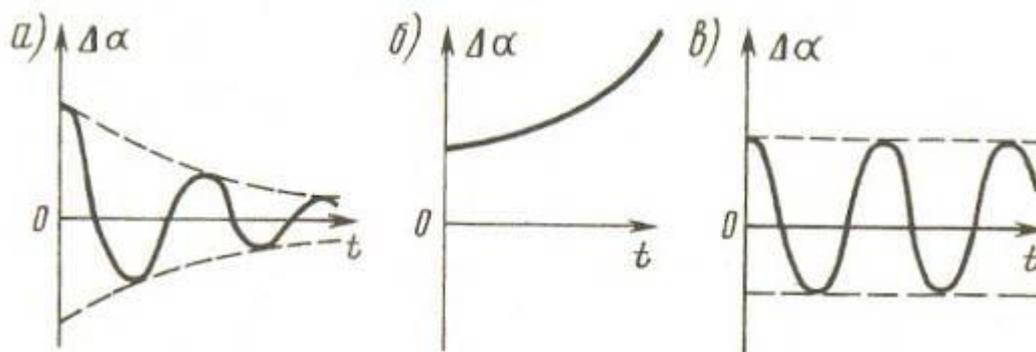


Рис. 12.10. Поведение приращения параметра в процессе возмущенного движения самолета:

a – устойчивый самолет; *b* – неустойчивый самолет; *v* – нейтральный

О продольной устойчивости судят по характеру возмущенного движения, по характеру изменения приращений продольных параметров ($\Delta\alpha$, $\Delta\vartheta$, $\Delta\theta$, ΔV и т. д.) в процессе возмущенного движения. Если в процессе продольного возмущенного движения приращения этих параметров уменьшаются (процесс чаще носит колебательный характер), то самолет устойчив в продольном отношении (рис. 12.10, *a*), растут – неустойчив (рис. 12.10, *b*), сохраняются неизменными – нейтрален (рис. 12.10, *v*).

Боковая устойчивость – это свойство самолета сохранять заданное боковое невозмущенное движение без вмешательства пилота, уничтожать приращения параметров, характеризующих боковое движение и образовавшихся в результате воздействия возмущений.

О боковой устойчивости судят по характеру бокового возмущенного движения, характеру изменения приращений боковых параметров ($\Delta\beta$, $\Delta\gamma$, $\Delta\psi$, $\Delta\psi_a$, $\Delta\gamma_a$ и т. д.) в процессе бокового возмущенного движения. Если в процессе бокового возмущенного движения приращений этих параметров уничтожаются, то самолет устойчив, растут – неустойчив, сохраняются неизменными – нейтрален.

Для того чтобы судить о динамической устойчивости (как продольной, так и боковой), необходимо составить и решить уравнения возмущенного движения (уравнения в вариациях), в результате решения получить законы (графические зависимости) изменения приращений параметров в процессе возмущенного движения (см. рис. 12.10). Полученные зависимости дадут полное представление о поведении самолета после воздействия возмущений. Из них будет видно, вернется или не вернется самолет к заданному невозмущенному движению, а если вернется, то, как и когда это произойдет.

Для предварительной качественной оценки динамической устойчивости самолета используются различные критерии устойчивости (Михайлова, Гурвица, Рауса).

Для приближенной оценки свойств самолета в отношении устойчивости (не прибегая ни к составлению, ни к решению уравнений возмущенного движения) в аэродинамике получило широкое распространение понятие статической устойчивости самолета.

Статическая устойчивость – это свойство стремления самолета сохранять заданное невозмущенное движение, его тенденция возвращаться к исходному невозмущенному движению без вмешательства пилота после воздействия возмущений.

Если в результате воздействия возмущений возникают силы и моменты, которые стремятся вернуть самолет к заданному невозмущенному движению, то такой самолет считается статически устойчивым. Если же самолет не возвращается в исходное движение, он считается статически неустойчивым. А если в результате воздействия возмущений не возникает никаких дополнительных сил и моментов, то такой самолет считается нейтральным.

Наличие статической устойчивости является необходимым, но не всегда достаточным условием наличия устойчивости вообще.

В статической устойчивости также как в динамической принято различать продольную статическую устойчивость и боковую статическую устойчивость.

Для качественной оценки статической устойчивости применяются критерии частных производных от моментов или коэффициентов моментов:

$$M_z^\alpha \text{ или } M_z^{C_y}, M_x^\beta, M_y^\beta \text{ или } m_z^\alpha, m_x^\beta, m_y^\beta.$$

Самолет считается статически устойчивым, если выполняются условия $m_x^\beta < 0, m_y^\beta < 0, m_z^\alpha < 0$; неустойчивое: $m_x^\beta > 0, m_y^\beta > 0, m_z^\alpha > 0$; нейтральным: $m_x^\beta = 0, m_y^\beta = 0, m_z^\alpha = 0$.

Равновесие. Равновесие самолета – это такое его состояние, при котором все силы и моменты, действующие на него, в своей сумме равняются нулю:

$$\overline{F} = 0; \overline{M} = 0,$$

где $\overline{F} = \sum \overline{F}_i$ – главный вектор системы сил; $\overline{M} = \sum \overline{M}_i$ – главный момент системы.

В соответствии с возможностью разделения движения самолета на продольное и боковое различают продольное и боковое равновесия.

Продольное равновесие самолета – это такое его состояние, при котором выполняется условие:

$$\sum F_x = 0; \sum F_y = 0; \sum M_z = 0,$$

т. е. соответствующие проекции сил и моментов равны нулю.

Боковое равновесие самолета – это такое его состояние, при котором справедливы условия

$$\sum F_z = 0; \sum M_x = 0; \sum M_y = 0.$$

Балансировка. Балансировка самолета – это такое его состояние, при котором моменты, действующие на него, в своей сумме равняются нулю:

$$\overline{M} = \sum \overline{M}_i = 0.$$

В связи с возможностью разделения движения самолета на продольное и боковое различают продольную балансировку, при которой

$$\sum M_z = 0,$$

и боковую балансировку, при которой

$$\sum M_x = 0; \sum M_y = 0.$$

Изучение движения самолета как материальной точки производится в состоянии балансировки, а прямолинейного установившегося движения самолета – в состоянии равновесия. Движение самолета в состоянии равновесия (или балансировки) обычно принимается в качестве невозмущенного движения.

Продольная статическая устойчивость самолета

Продольная статическая устойчивость самолета - это его способность без участия летчика противодействовать изменению угла атаки.

Рассмотрим продольную статическую устойчивость самолета при воздействии на него восходящего порыва ветра. Восходящий порыв ветра увеличивает угол атаки самолета на величину $\Delta\alpha$ (см. рис. 47). Приращение угла атаки $\Delta\alpha$ вызовет в свою очередь приращения подъемных сил крыла $\Delta Y_{a\text{кр}}$ и горизонтального оперения $\Delta Y_{a\text{го}}$, направленные вверх. Суммарное приращение подъемной силы самолета $\Delta Y_a = \Delta Y_{a\text{кр}} + \Delta Y_{a\text{го}}$ будет приложено в точке, называемой фокусом самолета по углу атаки. Если фокус расположен позади центра масс самолета (как на рассматриваемом рисунке), то возникнет момент ΔM_z , опускающий нос самолета, т.е. возвращающий самолет на прежний угол атаки.

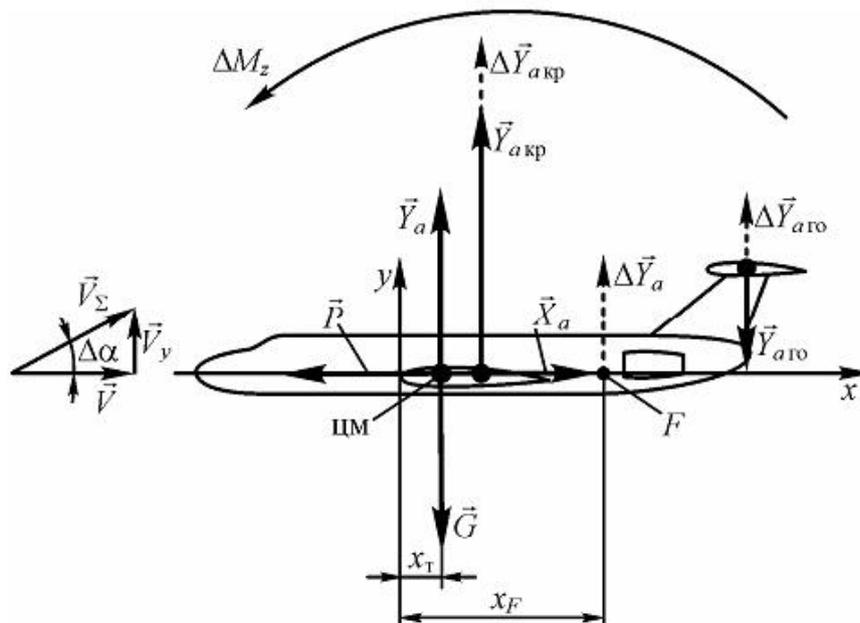


Рис. 47. Возникновение силовых факторов, обеспечивающих продольную статическую устойчивость

Количественно продольная статическая устойчивость самолета оценивается степенью продольной статической устойчивости σ_z , которая в первом приближении может быть вычислена по формуле:

$$\sigma_z = \bar{x}_T - \bar{x}_F, \quad (81)$$

где $\bar{x}_T = \frac{x_T}{b_A}$ - относительная координата центра масс самолета;

$\bar{x}_F = \frac{x_F}{b_A}$ - относительная координата фокуса самолета по углу атаки.

Координаты x_T и x_F отсчитываются от носа САХ.

Легко видеть, что если $\sigma_z < 0$, то самолет статически устойчив, если $\sigma_z > 0$, то самолет статически неустойчив, если же $\sigma_z = 0$, то самолет является статически нейтральным.

Путевая статическая устойчивость самолета

Путевая статическая устойчивость самолета - это его способность без участия летчика противодействовать изменению угла скольжения.

Если в опорном движении скольжение отсутствовало и появилось ($\Delta\beta$), например, в результате горизонтального порыва ветра (см. рис. 48), то возникнет приращение боковой силы ΔZ_a , которое складывается из приращения боковой силы вертикального оперения = $\Delta Z_{a\text{во}}$ и приращения боковой силы фюзеляжа $\Delta Z_{a\text{ф}}$:

$$\Delta Z_a = \Delta Z_{a\text{во}} + \Delta Z_{a\text{ф}} \quad (82)$$

Статически устойчивый в путевом отношении самолет под действием приращения момента ΔM_y начнет вращение вокруг оси OY , пытаясь устранить возникшее скольжение $\Delta\beta$. Но это произойдет только в том случае, если фокус самолета по углу скольжения, где будет приложено приращение боковой силы ΔZ_a , расположен позади центра масс. Необходимо отметить, что приращения боковой силы фюзеляжа $\Delta Z_{a\text{ф}}$ носит, как правило, дестабилизирующий характер, т.е. создает момент, пытающийся развернуть самолет на еще больший угол скольжения.

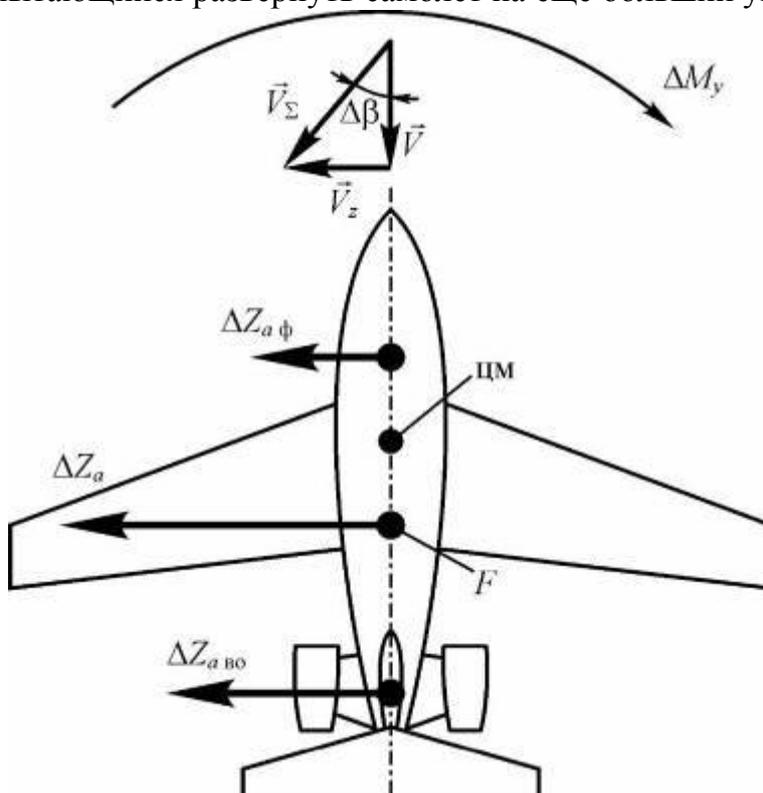


Рис. 48. Возникновение силовых факторов, обеспечивающих путевую статическую устойчивость

Для количественной оценки путевой статической устойчивости используется показатель, называемый степенью путевой статической устойчивости:

$$\sigma_y = \bar{x}_T - \bar{x}_F, \quad (83)$$

где $\bar{x}_T = \frac{x_T}{l_{кр}}$ - относительная координата центра масс самолета;

$\bar{x}_F = \frac{x_F}{l_{кр}}$ - относительная координата фокуса самолета по углу скольжения.

Следует помнить, что чаще всего фокус по углу атаки не совпадает с фокусом по углу скольжения.

Поперечная статическая устойчивость самолета

Поперечная статическая устойчивость самолета - это его способность без участия летчика противодействовать изменению угла крена.

Если по той или иной причине самолет накренился, например, на левое полукрыло на некоторый угол $\Delta\gamma$ (см. рис. 49), то возникающая проекция силы тяжести на поперечную ось OZ , равная $G\sin\Delta\gamma$, приведет к появлению скольжения на это полукрыло.

Статически устойчивый самолет по определению должен устранить появившийся крен. Рассмотрим, при каких условиях это возможно.

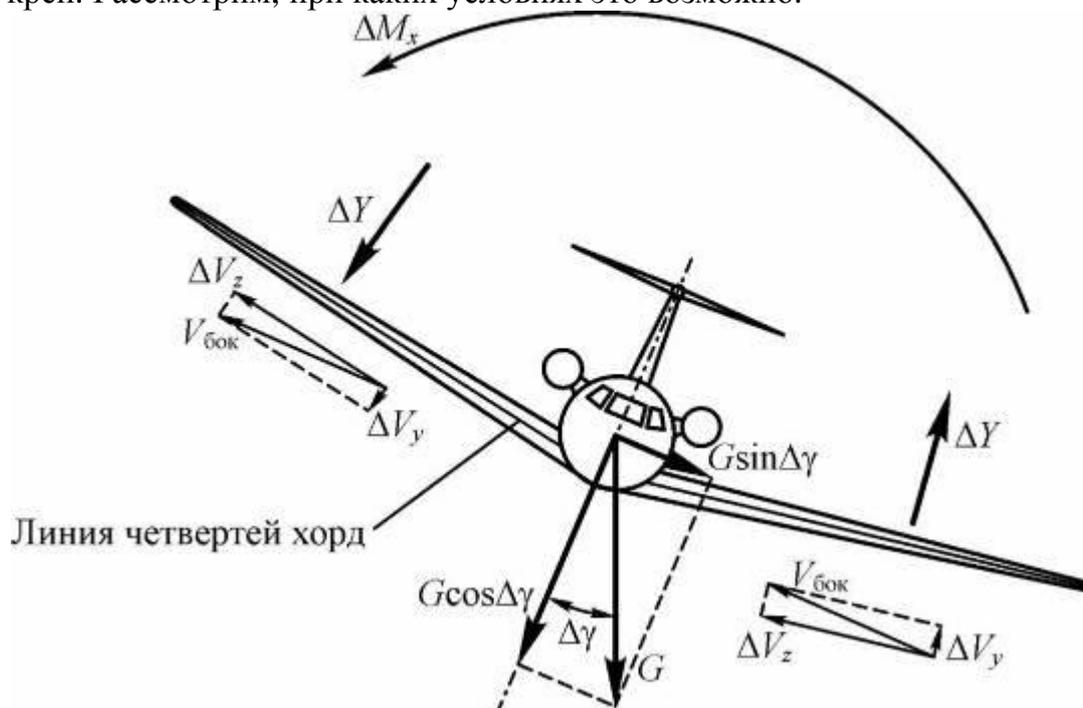


Рис. 49. Возникновение силовых факторов, обеспечивающих поперечную статическую устойчивость

Вопросы для самопроверки:

1. Что понимается под продольным и боковым движением самолета?
2. Из каких и скольких уравнений состоит система дифференциальных уравнений, описывающая продольные движения самолета?
3. Из каких и скольких уравнений состоит система дифференциальных уравнений, описывающая боковые движения самолета?
4. Что понимается под невозмущенным и возмущенным движением летательного аппарата?
5. В чем состоит сущность метода малых возмущений? Что он дает?
6. Что такое равновесие самолета? Что понимается под продольным и боковым равновесием самолета?
7. Что такое балансировка самолета? Что понимается под продольной и боковой балансировкой самолета?
8. Чем обеспечивается балансировка самолета и в каком виде принято представлять результаты рассмотрения балансировки самолета?
9. Что называется устойчивостью (динамической устойчивостью) самолета и как о ней судят?

10. Что понимается под продольной и боковой динамической и статической устойчивостью самолета?
11. Что понимается под статической устойчивостью самолета и как о ней судят?
12. Что называется управляемостью самолета?
13. В чем заключается противоположность и единство понятий устойчивости и управляемости?
14. Что понимается под статической балансировкой и управляемостью?
15. Что понимается под статической продольной и боковой управляемостью?

Лекция № 13

Классификация самолётов. Нагрузки, действующие на самолет. Перегрузка. Нормы прочности и коэффициент безопасности.

План

1. Силы, действующие на самолет при полете.
2. Понятие перегрузки.
3. Перегрузки в различных условиях полёта.

1. В процессе эксплуатации самолет, его агрегаты и отдельные части подвергаются воздействию разнообразных нагрузок, которые различаются:

- по характеру воздействия (статические - не изменяющиеся в течение длительного периода времени и динамические - быстро изменяющиеся);
- по распределению (сосредоточенные, распределенные по длине, поверхности и объему конструкции);
- по величине и направлению.

Силы, действующие на самолет можно разделить на две категории:

- силы, связанные с массой самолета и его частей - массовые силы;
- силы, не связанные с массой, получившие название поверхностных.

Массовые силы - это сила тяжести mg , инерционные силы mj_n (центробежная сила) и mj_τ (центростремительная сила), определяемые нормальным j_n и тангенциальным j_τ ускорениями. Массовые силы пропорциональны массе и распределены по всему объёму конструкции.

К *поверхностным силам* относятся аэродинамические силы X , Y , и Z , тяга двигателей P , силы реакции земли $R_{ш}$, силы взаимодействия частей самолета R_i .

На рис. 13.1 показаны все эти силы в скоростной системе координат $OX_a Y_a Z_a$, когда ось $OY_a \perp V$, в $OX_a \parallel V$ (V - вектор скорости).

Так как учтены все силы, действующие на самолёт, под действием этих сил самолёт находится в равновесии:

$$\bar{R}_{пов} = -\bar{R}_M \quad (13.1)$$

где: $\bar{R}_{пов}$ - равнодействующая поверхностных сил; \bar{R}_M - равнодействующая массовых сил.

Это справедливо для любого i -го агрегата самолета: $\bar{R}_{повi} = -\bar{R}_{Mi}$

2. Оценивая нагрузки, действующие на самолёт, его агрегаты и части, удобнее степень их нагруженности характеризовать безразмерной величиной перегрузки \bar{n} . Под *перегрузкой* понимается отношение равнодействующих всех поверхностных сил $\bar{R}_{пов}$ к весу самолета G :

$$\bar{n} = \bar{R}_{пов} / G$$

Перегрузка при взлете: $\bar{n} = (\bar{R}_{аэр} + \bar{P}) / G$, при посадке: $\bar{n} = (\bar{R}_{аэр} + \bar{P} + \bar{R}_ш) / G$, где $R_{аэр}$ - равнодействующая аэродинамических сил X , Y , Z . Перегрузка \bar{n} величина векторная, и ее направление в общем случае не

совпадает с осями скоростной системы координат. Поэтому обычно пользуются проекциями перегрузки на эти оси - n_x, n_y, n_z , где

$$\bar{n}_x = \text{Пр}xR_{\text{пов}} / G; \bar{n}_y = \text{Пр}yR_{\text{пов}} / G; \bar{n}_z = \text{Пр}zR_{\text{пов}} / G;$$

$$n = \sqrt{n_x^2 + n_y^2 + n_z^2} \quad (13.2)$$

и называются они соответственно тангенциальной (продольной), нормальной и боковой перегрузками, n - полная перегрузка в центре масс самолета.

Выражения для определения перегрузок при движении самолёта в вертикальной плоскости получим из уравнения движения самолёта (см. рис. 13.1), которые в скоростной системе координат записывается в виде (допускаем, что углы α (угол атаки) и φ (угол установки двигателей) очень малы):

$$P - X = G \cdot \sin \theta + m \cdot j_\tau; \quad (13.3)$$

$$Y = G \cdot \cos \theta + m \cdot j_n,$$

где, $j_\tau = dV / dt$, $j_n = V^2 / R$, $G = m \cdot g$, R - мгновенный радиус кривизны траектории движения самолёта.

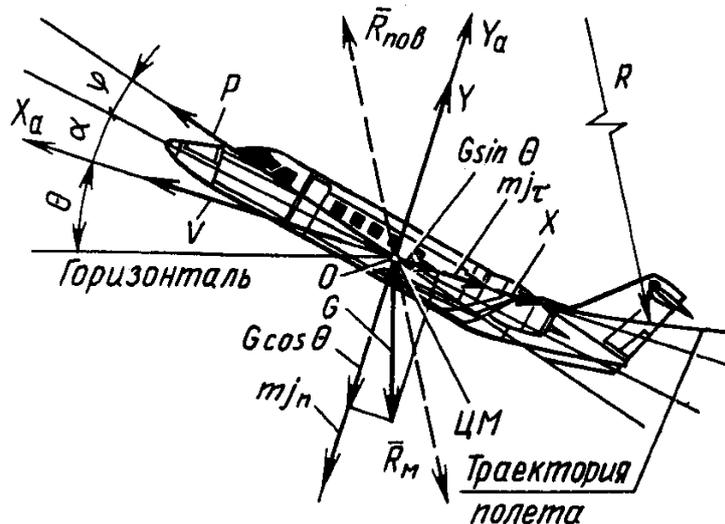


Рис 13.1 Криволинейный полет в вертикальной плоскости

Разделив обе части выражений (2.3) на G , получим перегрузки по осям n_x, n_y, n_z

$$n_x = \frac{P - X}{G} = \sin \theta + \frac{1}{g} \frac{dV}{dt};$$

$$n_y = \frac{Y}{G} = \cos \theta + \frac{1}{g} \frac{V^2}{r}; \quad (13.4)$$

$$n_z = \frac{Z}{G}$$

Выражения (13.4) позволяют определять значения перегрузок n_x, n_y, n_z либо через известные силы (X, Y, Z, P) действующие на самолет, либо через параметры движения ($V, R, \angle\theta$).

Перегрузка n_x определяет величину ускорения по траектории j_τ и не может превосходить значения тяговооруженности самолета P/G , так как

$n_x = \left[\frac{(P - X)}{G} \right] < \left[\frac{P}{G} \right]$ (у современных маневренных самолётов максимальное

значения $\left[\frac{P}{G} \right] = 1, 2 \dots 1, 4$). Перегрузка n_y определяет маневренные возможности

самолета - величину нормального ускорения при искривлении траектории его движения $j_n = V^2 / R$, перегрузка n_z определяет величину ускорения при искривлении траектории движения самолета в плоскости $Y_a O Z_a$ и либо вообще равна нулю при $Z=0$.

Для авиационных конструкций в большинстве случаев их прочность и жесткость определяются величиной подъемной силы $Y = n_y G$ или при определенном значении G - величиной n_y , имеющей из всех составляющих перегрузок наибольшее значение.

3. Перегрузки в различных условиях полета.

3.1 Установившийся прямолинейный полет в горизонтальной плоскости можно рассмотреть, используя рис. 13.2 а, где показаны силы, действующие на самолёт в этом случае. Из условий установившегося полёта с $V = const$ получим: $P = X$; горизонтального полёта: $Y = G$ ($H = const$); прямолинейного полета: $Z = 0$. Тогда получим

$$n_x = \frac{P - X}{G} = 0; n_y = \frac{Y}{G} = 1; n_z = \frac{Z}{G} = 0$$

3.2 Криволинейный полет в вертикальной плоскости, показан на рис. 13.1. Здесь приведены силы, действующие на самолёт. Очевидно, что в нижней точке траектории при $\theta = 0$ получим максимальное для данных V и R значения перегрузки

$$n_y = \cos \theta + \frac{1}{g} \frac{V^2}{r} = 1 + \frac{1}{g} \frac{V^2}{r} = n_{y \max}$$

3.3 Криволинейный полет в горизонтальной плоскости достигается за счет крена (угол γ) и получаемого при этом искривления траектории движения - за счет горизонтальной составляющей $Y \sin \gamma$ подъемной силы Y (рис. 13.2 б).

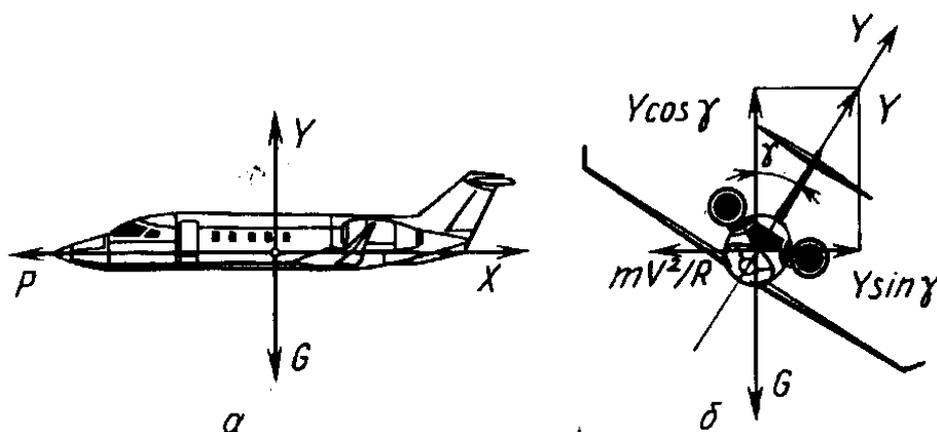


Рис. 13.2 Силы, действующие на фюзеляж:
а - в горизонтальном установившемся полете; б - на вираже.

При правильном вираже без скольжения ($Z=const$), без снижения ($H=const$) и с постоянной скоростью ($P=X$) перегрузки n_z и n_x будут равны нулю. Из условия $Y \cos \gamma = G$ и $n_y = Y/G$ получим $n_y = \frac{1}{\cos \gamma}$.

3.4 Максимальные значения перегрузок $n_{y_{max}}$ в направлении оси Y_a теоретически определяются значением Y_{max} :

$$n_{max}^y = \frac{Y_{max}^y}{G} = \left| Y_{max}^y = c_{y_{max}} \cdot \frac{\rho_H V_{max}^2}{2} \cdot S_{кр} \right| = c_{y_{max}} \cdot \frac{\rho_H V_{max}^2}{2 \cdot G} \cdot S_{кр}$$

$$= c_{y_{max}} \cdot \frac{\rho_H V_{max}^2}{2} \cdot \frac{1}{G / S_{кр}} = c_{y_{max}} \cdot \frac{\rho_H V_{max}^2}{2} \cdot \frac{1}{\rho} = f(c_{y_{max}}, H, V_{max}, \frac{1}{\rho})$$

где: $\rho = G / S_{кр}$ – удельная нагрузка на крыло, $c_{y_{max}}$ – максимальное значение коэффициента подъёмной силы. Анализ этого показывает, что значения n_{max}^y возрастают с уменьшением значения H (высота полёта) и ρ и ростом значений V_{max} .

Максимальные значения перегрузок ограничены также физиологическими возможностями лётчика. Способность человека переносить ускорения (перегрузки) определяется в основном величиной и направлением перегрузки, продолжительностью и частотой её действия, состоянием организма. На рис. 13.3 показаны перегрузки, которые в состоянии переносить человек в течение времени τ .

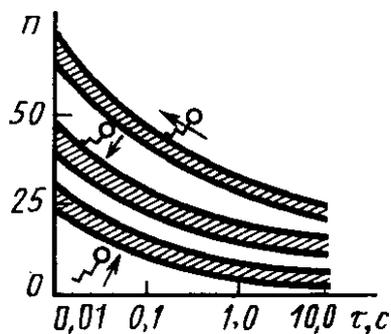


Рис. 13.3 Уровни перегрузок, переносимых лётчиком, в зависимости от направления их действия и продолжительности

Ключевые слова

Статические силы, динамические силы, массовые силы, сосредоточенные силы, поверхностные силы, перегрузка, прямолинейный полет, криволинейный полет, вираж, угол крена, маневренный самолет.

Вопросы для самопроверки:

1. Какие силы относятся к статическим, а какие к динамическим при полете самолета?
2. На какие категории разделяются все силы действующие на самолет?
3. Что называется перегрузкой?
4. Как определяется перегрузка при различных режимах полета?

Лекция № 14

Крыло самолёта

План

1. Назначение крыла и требования к нему.
2. Классификация крыла по внешней форме и профилю.
3. Параметры крыла.
4. Прямое, стреловидное и треугольное крылья.
5. Распределенная аэродинамическая нагрузка. Массовые нагрузки крыла.
6. Работа крыла под нагрузкой. Крутящие и изгибающие моменты в конструкции крыла.
7. Основные конструктивные элементы крыла.
8. Конструктивно-силовые схемы крыльев.
9. Стреловидные крылья.

1. *Крыло* - несущая поверхность самолёта, предназначенная для создания аэродинамической подъёмной силы, необходимой для обеспечения полёта и маневров самолёта на всех режимах, предусмотренных тактико-техническими требованиями (ТТТ). Крыло обеспечивает поперечную устойчивость и управляемость самолета, а также может быть использовано для крепления шасси, двигателей, размещения топлива, вооружения и т.п.

Крыло (рис. 14.1), представляет собой тонкостенную подкрепленную оболочку и состоит из каркаса и обшивки; каркас - из лонжеронов, стенок и стрингеров (продольный набор) и нервюр (поперечный набор). На крыле расположены средства механизации (предкрылки и закрылки) для улучшения взлётно-посадочных характеристик (ВПХ) самолёта, элероны и интерцепторы - для управления самолетом относительно продольной оси Ox , пилоны - для крепления двигателей.

На долю крыла приходится значительная часть массы планера - от 30 до 50% и от 30 до 50 % полного сопротивления самолёта; $m_{кр} = 0,08...0,15$.

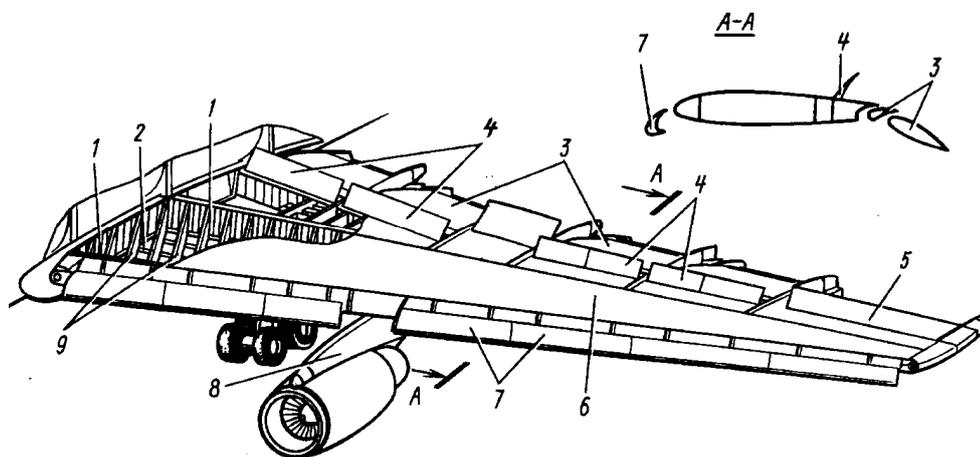


Рис. 14.1 Крыло современного пассажирского самолета:
1-лонжероны; 2-стрингеры; 3-закрылки; 4-интерцепторы; 5-элероны;
6-обшивка; 7-предкрылки; 8-пилон; 9-нервюры

Кроме общих для всего самолета *требований*, к крылу предъявляются *требования* обеспечения возможно большего значения аэродинамического качества K и приращения коэффициента подъемной силы за счет механизации крыла $\Delta C_{y_{a_{мех}}}$, возможно меньшего изменения характеристик устойчивости и управляемости самолета и его аэродинамических характеристик при переходе от дозвуковой к сверхзвуковой скорости полета, возможно меньшего поступления тепла в конструкцию, возможно больших объемов для размещения различных грузов.

Как сами общие требования к самолету, так и специальные требования только к его крылу во многом противоречивы. В крыльях существующих самолетов реализованы компромиссные решения, которые наиболее полно отвечают назначению самолета и предъявленным к нему ТТТ. Удовлетворение ТТТ для разных типов самолетов достигается, прежде всего, приданием крылу соответствующей формы и размеров.

2. *Внешние формы крыла* характеризуются его видом в плане, профилем поперечного сечения и видом спереди (углом поперечного V). Наибольшее распространение получили лишь крылья (рис.14.2): прямые крылья - прямоугольное (рис.14.2, а) и трапециевидное (рис. 14.2, б); крылья прямой (рис. 14.2, в), обратной (рис. 14.2, г) и изменяемой в полете (рис. 14.2, е) стреловидности, крылья как часть интегральной с фюзеляжем схемы (рис. 14.2, ж), треугольные крылья (рис. 14.2, д).

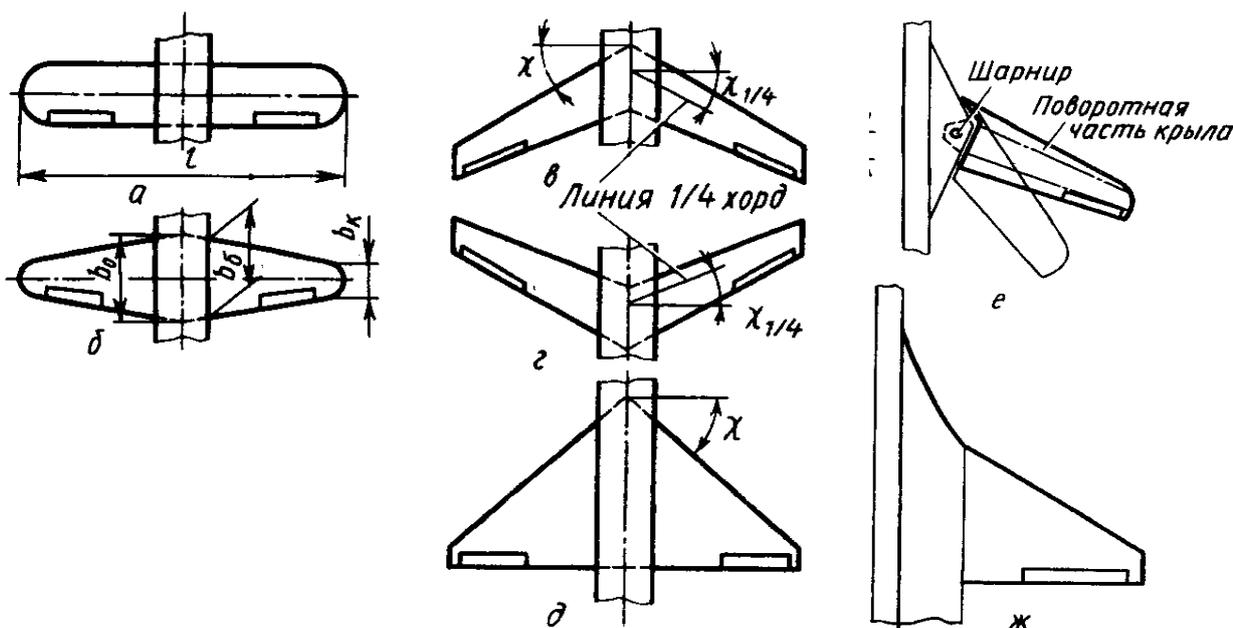


Рис. 14.2 Формы крыльев в плане. Геометрические параметры крыла.

3. *Параметры крыла*, характеризующие крыло при виде в плане: площадь крыла S , размах l , центральная хорда b_0 , бортовая хорда $b_б$, концевая хорда $b_к$, угол стреловидности - угол между перпендикуляром к плоскости симметрии самолёта и линией передней кромки крыла $\chi_{п.к.}$ или линией одной четверти хорд $\chi_{1/4}$, удлинение крыла $\lambda = l^2/S$, сужение крыла $\eta = b_0/b_к$. В соответствии с положением и названием хорд b_0 , $b_б$ и $b_к$ называются сечения крыла (центральное, бортовое и концевое) и нервюры крыла в этих сечениях. Часть крыла у разъема (где бы он ни был), обращенная к оси фюзеляжа, называется корневой частью, а на противоположном конце крыла - концевой частью.

Перечисленные параметры вместе с относительной толщиной профиля крыла $\bar{c} = c_{max} / b$ (c_{max} - максимальная толщина профиля, b - хорда) определяют аэродинамические характеристики крыла и существенно влияют на его весовые и жесткостные характеристики.

4. *Формы крыла в плане* могут быть различными. Многообразие форм крыльев в плане, как показывает опыт самолетостроения, сводится, по существу, к трем типам: *прямым, стреловидным и треугольным* (см. рис. 14.2).

Прямоугольные крылья имеют более высокие несущие свойства ($c_{y\alpha\chi>0} < c_{y\alpha\chi=0}$) и более простую технологию производства. При одинаковых по размаху профилях срыв потока на больших углах атаки, а наступает раньше в центре крыла, что меньше сказывается на поперечной устойчивости и управляемости, так как эффективность элеронов при этом сохраняется. Недостатками являются меньшее значение $M_{кр}$, высокое значение коэффициентов индуктивного

сопротивления c_{xai} при $M < 1$ и, что особенно важно, очень высокие сопротивления c_{xa} при $M > M_{кр}$. Поэтому такие крылья целесообразны в основном для самолетов с дозвуковой скоростью полета. Для самолетов с большой тяговооруженностью, обеспечивающей высокое значение V_{max} , прямое крыло позволяет получить при прочих равных условиях ($G/S = const, n^3_{max} = const$) лучшие взлетно-посадочные и маневренные характеристики, более высокое качество и дальность полета на дозвуковой скорости (самолет F-104). При $M > 1$ эти характеристики у прямого крыла хуже, чем у других крыльев. Для снижения массы крыла самолеты с прямоугольными крыльями делают либо с внешним подкосом, либо бипланной схемы.

Трапецевидные крылья имеют меньшую массу, чем прямые, поэтому, чем больше сужение, тем меньше при прочих равных условиях масса крыла и больше его жесткость. Однако при больших значениях η падает эффективность элеронов из-за концевых срывов и уменьшается значение $c_{y_{max}}$. Такие крылья широко применяются на дозвуковых самолетах. Небольшой угол стреловидности облегчает решение вопросов центровки.

Крылья, прямоугольные у борта и далее к консоли трапецевидные с закруглениями на концах, близки к эллиптическим по своим аэродинамическим характеристикам, но значительно проще в изготовлении.

Крыло эллиптической формы в плане имеет лучшее по сравнению с крыльями других форм распределение циркуляции. Это обеспечивает таким крыльям высокие значения аэродинамических характеристик (меньшие значения индуктивного сопротивления c_{xai} из-за меньшего скоса потока и в целом более высокое значение аэродинамического качества). Однако такое крыло очень сложно в производстве из-за своих нелинейных форм, требует переменной по размаху крыла конфигурации сечений продольных элементов. В таком крыле трудно реализовывать стыки обшивки с силовыми элементами.

Стреловидные крылья могут быть прямой, обратной и изменяемой в полете стреловидностью. Для них с увеличением стреловидности увеличивается $M_{кр}$:

$$M_{кр\chi>0} = M_{кр\chi=0} \cdot 2 / (1 + \cos \chi).$$

В диапазоне значений $M = 0,8...2,0$ такие крылья имеют вполне приемлемые аэродинамические характеристики. Но по сравнению с прямым крылом у стреловидного крыла меньшие несущие свойства при той же скорости полета ($Y = c_{ya} \cdot \rho \cdot S(V \cos \chi)^2 / 2$) в $\cos^2 \chi$ раз (рис. 14.7), меньшие значения $c_{y_{max}}$ и c_{ya}^α , ниже эффективность механизации (она определяется скоростью $V_1 = V \cos \chi$, меньшей, чем скорость полета), что вместе с уменьшением $c_{y_{max}}$ приводит к ухудшению ВПХ.

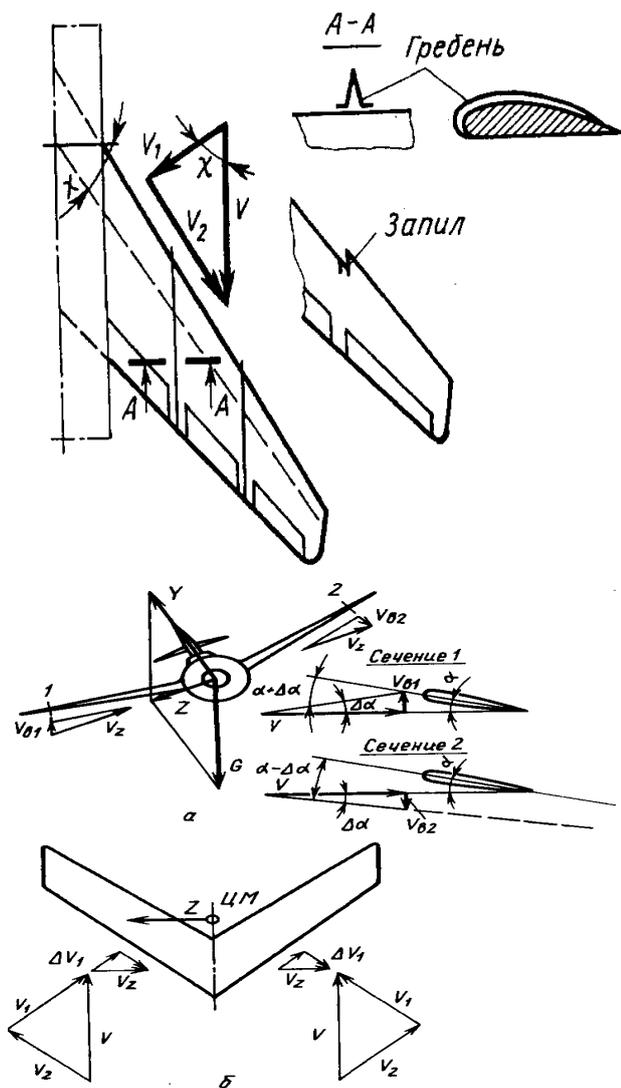


Рис. 14.7 Крыло с прямой стреловидностью Рис. 14.8 Крыло с обратной стреловидностью

Для крыльев с прямой стреловидностью на больших углах атаки опасны концевые срывы, природа которых была описана выше (рис. 14.7). Это ухудшает устойчивость и управляемость таких крыльев на больших углах атаки. Чтобы ослабить это явление, на верхней поверхности крыла ставят аэродинамические "гребни" и делают запилы, препятствующие перетеканию пограничного слоя, по направлению составляющей скорости V_2 (рис. 14.7).

Для уменьшения опасности срыва на концах крыла ставят профили с более высокими несущими свойствами (более высокими значениями $\alpha_{кр}$) и разворачивают эти профили на меньшие углы атаки, применяя так называемую аэродинамическую и геометрическую крутки крыла (рис. 14.8). Вместе с тем положительная стреловидность крыла увеличивает поперечную устойчивость самолета. Под действием силы Z самолет начнет скользить со скоростью V_z в сторону действия этой силы. Раскладывая вектор V на V_1 и V_2 (рис. 14.8, б), перпендикулярные и параллельные передним кромкам крыла, получим для опускающегося крыла увеличение скорости ($V_1 + \Delta V_1$), а для поднимающегося крыла - уменьшение скорости ($V_1 - \Delta V_1$). Возникающая при этом разность подъемных сил восстановит нарушенное равновесие. Положительный угол поперечного V крыла ($\Psi > 0$) при виде спереди способствует еще большему повышению поперечной устойчивости стреловидного крыла. Раскладывая вектор скорости скольжения V_z (рис. 14.8, а) на скорости, перпендикулярные плоскости хорд (V_{B1} и V_{B2}) и параллельные этой плоскости, для сечений 1 и 2 крыла, равноудаленных от продольной оси самолета, получим для опускающегося крыла

увеличение угла атаки a на Δa , а для поднимающегося - уменьшение на Δa . Возникающая разность подъемных сил создает восстанавливающий равновесие момент.

Повышенная поперечная устойчивость препятствует достижению высоких маневренных характеристик самолетами со стреловидным крылом. Для улучшения маневренных характеристик стреловидным крыльям придают отрицательный угол поперечного V : $\Psi < 0$.

Недостатком стреловидного крыла является увеличение массы, и уменьшение жесткости крыла при увеличении χ . Последнее может привести к потере эффективности элеронов вплоть до их реверса (обратной управляемости относительно продольной оси самолета) и самовозбуждающимся колебаниям типа флаттера.

Для крыльев с обратной стреловидностью более несущей является корневая часть крыла. Там при увеличении углов атаки местное значение c_{ya} раньше достигает значений $c_{y\max}$ поэтому срыв начинается раньше в корневой части крыла.

Такой срыв не приводит к потере поперечной управляемости самолета, так как область срыва не захватывает элероны. Это повышает безопасность полетов и позволяет сверхзвуковым самолетам использовать большие углы атаки, повышая их маневренные возможности. Крыло обратной стреловидности облегчает весовую компоновку самолета, смещая ЦМ (центр масс) вперед. Однако применение таких крыльев ограничивалось из-за их подверженности увеличивать угол закручивания φ на увеличении угла атаки при изгибе крыла под действием аэродинамических сил (рис. 14.10, б).

Последнее приводит к еще большему увеличению подъемной силы. И так вплоть до потери статической устойчивости крыла - *дивергенции* и его разрушения на определенной скорости полета. Чтобы бороться с явлением дивергенции на крыльях обратной стреловидности надо увеличивать жесткость крыла, а это до применения КМ было связано с таким увеличением его массы, которое не компенсировало получаемого выигрыша в маневренных возможностях самолета. Применение КМ со специальной укладкой волокон, создающей "подтягивающую" силу и моменты на уменьшение угла атаки при прогибе крыла, позволяет решить эту проблему, а также снизить затраты массы на обеспечение необходимой жесткости.

Крыло с изменяемой в полете стреловидностью позволяет объединить в одном крыле преимущества прямого крыла (хорошие ВПХ, высокое аэродинамическое качество и большая дальность полета, хорошая маневренность) и крыла стреловидного (меньшее сопротивление при полете на больших сверхзвуковых скоростях). Однако дополнительные затраты массы на такое крыло составляют 3...4 % от взлетной массы самолета, поэтому оно целесообразно, если выигрыш в ЛТХ в соответствии с назначением самолета компенсирует эти затраты.

При интегральной схеме крыла с фюзеляжем, плавно переходящий в крыло, имеет в продольных сечениях форму несущих профилей, что позволяет фюзеляжу в такой схеме создавать до 40 % подъемной силы. Это дает возможность сделать крыло меньших размеров и массы.

Крыло имеет переменную стреловидность по передней кромке (у корня большая стреловидность - "наплыв" и умеренная стреловидность у остальной части крыла). Большая корневая хорда обеспечивает большую высоту в бортовом сечении крыла $H_{сеч}$ достаточные полезные объемы для размещения топлива, полезной нагрузки, агрегатов систем и т.д. Восприятие изгибающего момента в бортовом сечении при большом значении $H_{сеч}$ даёт выигрыш в массе. И, наконец, наличие "наплыва" обеспечивает при переходе на сверхзвуковой полет значительно меньшее увеличение продольной устойчивости самолета из-за меньшего смещения назад его фокуса.

Основные преимущества треугольных крыльев: меньшая масса и большая жесткость конструкции; меньшее повышение c_{xa} при переходе к сверхзвуковой скорости из-за большой стреловидности и малых удлинений крыла; возможность применения тонких профилей с $\bar{c} = 3...5$ %; большая длина корневой хорды и большая строительная высота; по тем же причинам возможность использования больших внутренних объемов. При одинаковых с крыльями других форм в плане значениях S и нагрузках (например, со стреловидным крылом) треугольное крыло имеет меньшие значения изгибающего момента $M = a_1 R$ из-за меньшего плеча a_1 до точки

приложения равнодействующей аэродинамических сил R - ЦД (центр давлений) (рис. 2.9, *а*) и меньшие значения осевых сил S при восприятии изгибающего момента $M = S \cdot H_{\text{сеч}}$ при большей высоте бортового сечения $H_{\text{сеч}}$ (рис. 2.9, *б*). Отсюда меньшая масса треугольного крыла. Большая его жесткость объясняется большей высотой бортового сечения и, следовательно, большими моментами инерции, определяющими жесткость крыла.

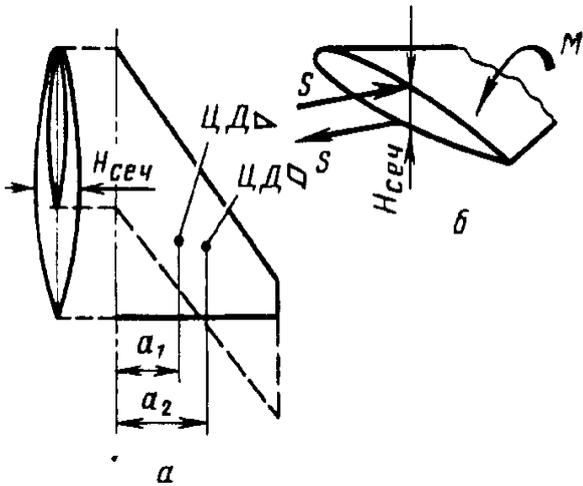


Рис. 14.9. К вопросу сравнительной оценки по массе треугольного и стреловидного крыльев

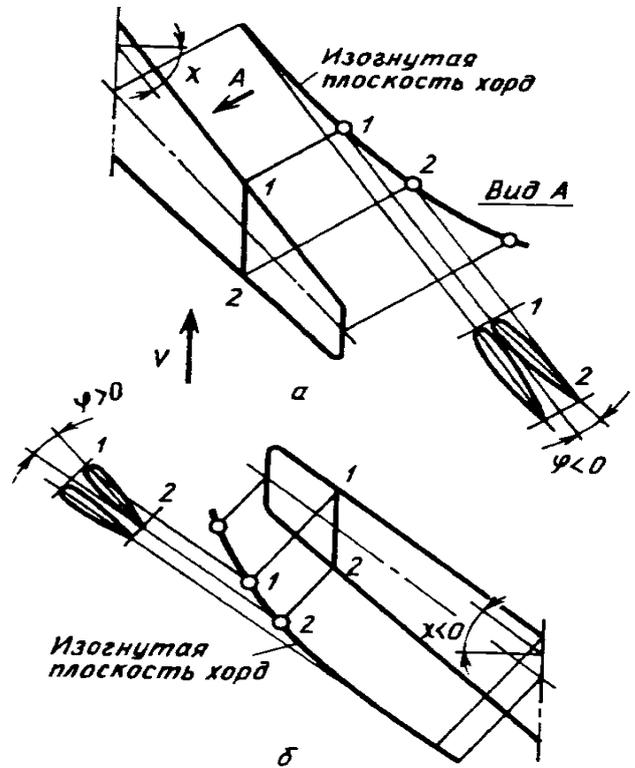
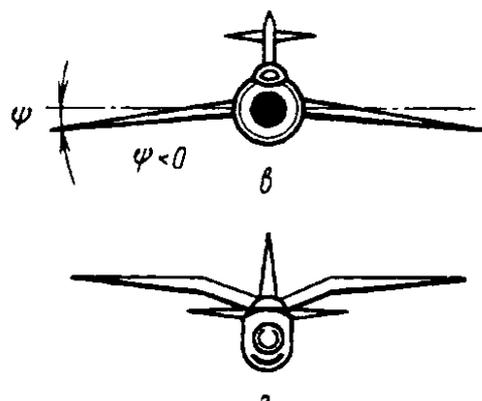


Рис. 14.10 Изменение угла атаки сечений крыла прямой (*а*) и обратной (*б*) стреловидности при изгибе крыла

Перечисленными выше преимуществами определяется большая распространенность треугольных крыльев на сверхзвуковых самолетах. Однако для треугольного крыла по условиям компоновки трудно реализовать большие значения c_{ya} (большие углы атаки) на взлете и посадке (рис. 14.4); ограничена и эффективность средств механизации (большая стреловидность передней кромки $V_1 = V \cos \chi$, а именно, скоростью V_1 определяется эффективность средств механизации, мал также размах для механизации по задней кромке), а для треугольного крыла из-за малых значений $c_{y\text{взл}}$ и $c_{y\text{пос}}$ очень важна именно эффективная механизация. Впервые треугольное крыло было использовано в 1937 г. на самолете А.С. Москалева.

В формах крыла при виде спереди угол Ψ между плоскостью хорд крыла и плоскостью, перпендикулярной к плоскости симметрии самолета и проходящей через бортовую хорду, характеризует поперечное V крыла (рис. 14.11). Положительное V , как было показано выше, увеличивает поперечную устойчивость, отрицательное V уменьшает. Для уменьшения устойчивости крыльев с большой стреловидностью делают обратное V . На самолетах с прямым крылом $\Psi = 0 \dots +7^\circ$, для сверхзвуковых самолетов с большой стреловидностью $\Psi = 0 \dots -5^\circ$ и более.



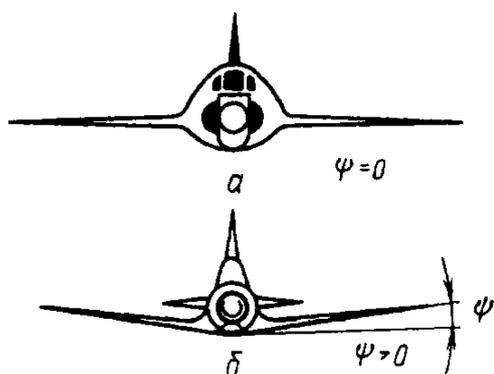


Рис. 14.11. Формы крыльев при виде спереди с разными значениями поперечного V:
 а - $\psi=0$; б - $\psi>0$; в - $\psi<0$; г - с двойным углом поперечного V типа "чайка"

Существуют следующие формы поперечных сечений - профилей крыла современных самолетов: плосковыпуклый (рис. 14.12, а), двояковыпуклый несимметричный (рис. 14.12, б), симметричный (рис. 14.12, в), S-образный (рис. 14.12, г), ромбовидный (рис. 14.12, д), клиновидный (рис. 14.12, е) и суперкритический (рис. 14.12, ж). На этом же рисунке показаны параметры профиля: максимальные значения толщины и кривизны (вогнутости) профиля c_{max} и f_{max} , радиус закругления носка. Относительные параметры: относительная толщина профиля $\bar{c} = c_{max}/b$ и относительная кривизна профиля $\bar{f} = f_{max}/b$.

Плосковыпуклый профиль проще в изготовлении, имеет большие значения $c_{y_{max}}$ коэффициента профильного сопротивления $c_{x_{ар}}$. Применяется на планерах, малоскоростных самолетах.

Двояковыпуклый несимметричный профиль широко применяется в крыльях самолетов различного назначения, так как при высоких значениях $c_{y_{max}}$ имеет малое значение $c_{x_{ар}}$ и сравнительно стабильное положение ЦД.

Симметричный профиль имеет меньшее значение $c_{y_{max}}$, применяется в крыльях сверхзвуковых самолетов и для оперения.

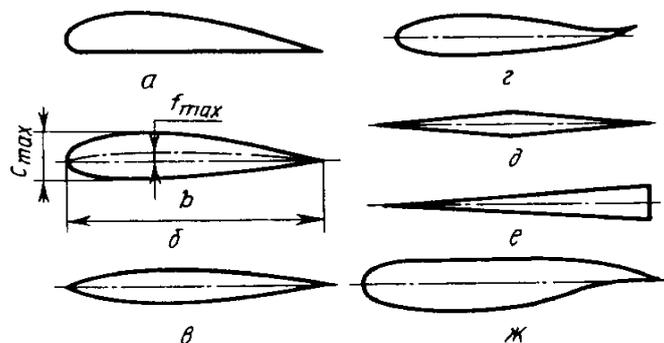


Рис. 14.12 Формы профилей крыла

S-образный профиль — безмоментный, с постоянным положением ЦД. Хуже по значениям $c_{y_{max}}$ и $c_{x_{ар}}$. Применяется на самолетах типа "бесхвостка".

Ромбовидные и клиновидные профили используются для крыльев самолетов с большими сверхзвуковыми и гиперзвуковыми скоростями.

Суперкритический профиль служит для повышения критических значений $M_{кр}$. Он имеет большой радиус носка, почти плоскую верхнюю и выпуклую нижнюю поверхности и тонкий изогнутый хвостик. Распределение давлений по профилю приводит к уменьшению скоростей в сечениях с максимальной толщиной профиля, отсюда и увеличение значений $M_{кр}$ (на 0,07...0,08). Так как ЦД в таком профиле смещен в его хвостовую часть, то он создает большой пикирующий момент, требующий для балансировки отклонения рулей высоты (стабилизатора).

НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА КРЫЛО. РАБОТА КРЫЛА ПОД НАГРУЗКОЙ

5. Распределенная аэродинамическая нагрузка. Массовые нагрузки крыла.

На крыло в полете действуют *распределенные аэродинамические силы*, приложенные непосредственно к обшивке в виде сил разрежения и давления, массовой силы конструкции крыла, распределенные по всему объему крыла, и сосредоточенные массовые силы от агрегатов и грузов, приложенные в узлах их крепления к крылу.

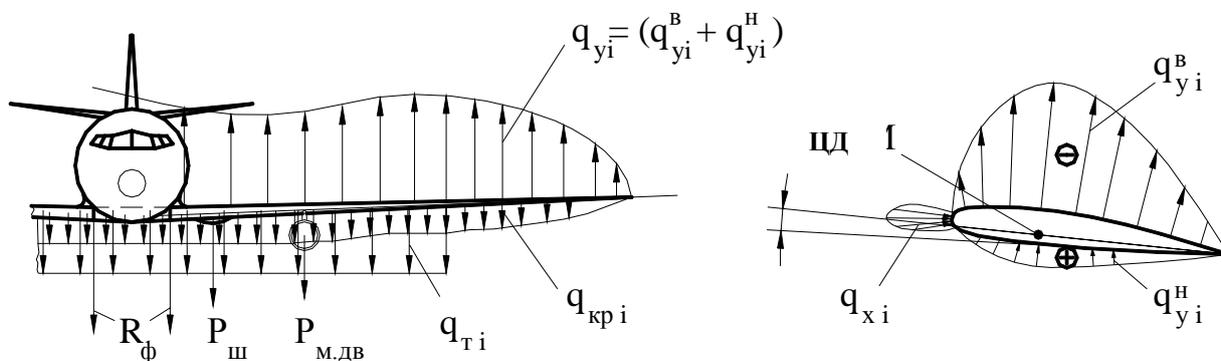


Рис. 14.13 Силы, действующие на крыло: q – распределённые силы, P – сосредоточенные силы.

Расчетную аэродинамическую распределенную нагрузку (рис. 14.13 и 14.14) на единичную полоску площади крыла q_b можно выразить как:

$$q_b = \frac{c_{y\text{сеч}} b \cdot l \cdot f \cdot n^3 \cdot G}{c_{y\text{кр}} b_{\text{ср}} l} = \frac{nG}{l} \Gamma_{\text{пл}} \quad (1)$$

Здесь $n = n^3 f$ - расчетная перегрузка для рассматриваемого расчетного случая; $c_{y\text{сеч}}$ и $c_{y\text{кр}}$ - коэффициенты подъемной силы в сечении крыла и для всего крыла; b - хорда в сечении крыла; $b_{\text{ср}}$ - средняя хорда; l - размах крыла; nG/l - средняя распределенная по размаху крыла нагрузка;

$\Gamma_{\text{пл}} = c_{y\text{сеч}} b / (c_{y\text{кр}} b_{\text{ср}})$ - коэффициент, учитывающий неравномерность распределения распределенной воздушной нагрузки по размаху плоского крыла. В приближенных расчетах полагают снос потока постоянным по размаху крыла ($c_{y\text{сеч}} = c_{y\text{кр}}$). Тогда получим

$$q_b \approx \frac{nG}{S} b$$

Для треугольного крыла при значениях $M < 1$ коэффициент $c_{y\text{сеч}} b = c_{y\text{кр}} b_{\text{ср}}$, что, исходя из выражения (1), приводит к значению

$$q_b \cong (nG / S) b$$

$$q_b = nG / l = \text{const}$$

При $M > 1$, равнодействующая аэродинамической нагрузки в сечении крыла приложено в центре давления (ЦД), положения которого по хорде $x_D = x_D b$ определяет выражением

$$\bar{x}_D = \frac{x_D}{b} = - \left(\frac{dm_z}{dc_y} + \frac{m_{z0}}{c_y} \right)_{\text{сеч}}$$

где m_{z0} - коэффициент момента относительно оси Z при $c_y = 0$. Для симметричных профилей $m_{z0} = 0$ и ЦД совпадает с фокусом крыла ($x_D = x_F$).

Массовые силы от конструкций крыла составляют 8...15% от аэродинамических сил, и их распределяют по тому же закону, что и аэродинамические силы:

$$q_{kp} \approx \frac{nG_{kp}}{S} b$$

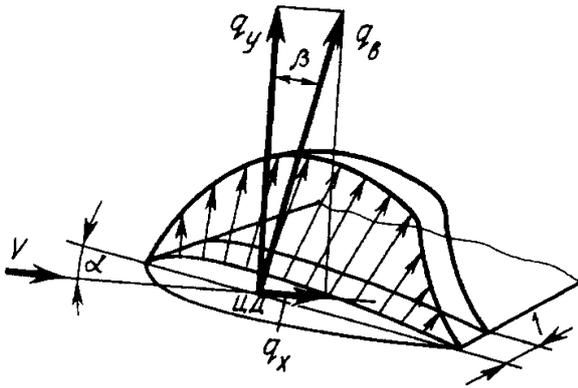


Рис. 14.14. Распределение по хорде воздушной нагрузки

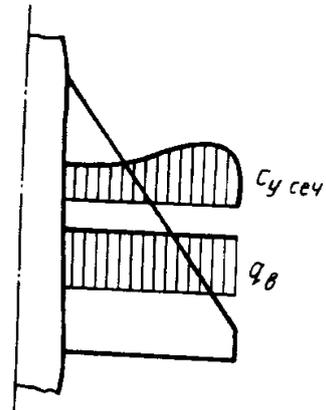


Рис. 14.14 Распределение воздушной нагрузки для треугольного крыла

Точка приложения массовых сил q_{kp} по хорде x_T совпадают с ЦМ (центр масс) сечения и находится на расстоянии 40...50% хорды от носка.

Распределенные аэродинамическая и массовые нагрузки крыла могут быть заменены одной эквивалентной нагрузкой

$$q = q_e - q_{kp} = q_e (1 - \bar{m}_{kp}),$$

приложенной на расстоянии x_H от носка :

$$x_H = (q_e x_D - q_{kp} x_T) / q$$

полученной из условия равенства моментов всех сил сечения относительно носка.

Массовые силы от агрегатов и грузов, размещенных в крыле или подвешенных к нему,

$$P_{aep} = nG_{aep}$$

где: G_{aep} - сила тяжести агрегата или груза. Эти силы приложены в ЦМ агрегатов или грузов, а на крыло передаются через узлы их крепления к крылу.

6. Общая работа крыла под нагрузкой.

Представим для упрощения нагрузку крыла в виде распределенного по размаху крыла потока сил q , действующего в вертикальной плоскости (рис. 14.15).

Тогда отсеченная мысленно часть площади крыла S_{omc} под действием равнодействующей Q_{omc} на S_{omc} сдвинулась бы вверх, и повернулась относительно осей $a-a$ и $z-z$ (см. рис. 14.15) под действием моментов M и M_k , так как сила Q_{omc} не проходит ни через ось $a-a$ (отстоит от неё на расстоянии d), ни через ось $z-z$ (отстоит от неё на расстоянии c). На самом деле этих перемещений нет, крыло остается целым. А это означает, что в нем (в его элементах) возникают внутренние силы, препятствующие перемещениям.

Это:

- поперечная сила Q (она вызывает работу элементов крыла – стенок лонжеронов и стенок крыла – на сдвиг);
- пара сил в плоскости перпендикулярной сечению, $a-a$. Момент этой пары M называется *изгибающим моментом*. Под действием этого момента крыло испытывает деформацию изгиба – работает на изгиб (рис. 14.16 прогиб y), а его продольные элементы – пояса лонжеронов и панели крыла – работают на растяжение и сжатие;
- пара сил в плоскости сечения, $a-a$ (перпендикулярно $z-z$). Она не допускает разворота отсеченной части крыла относительно оси $z-z$. Момент этой пары называют *крутящим моментом* ($M_z = M_k$). Под действием M_k крыло испытывает общую деформацию

кручения, закручиваясь на угол φ (см. рис. 14.16), а его элементы – обшивка и стенки лонжеронов, образующие замкнутый контур работают на сдвиг.

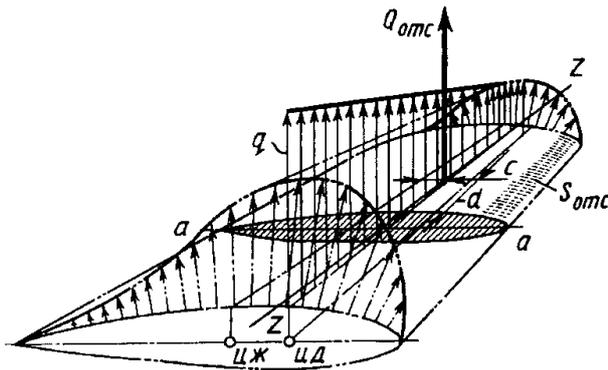


Рис. 14.15. Распределение воздушной нагрузки по размаху и по хорде крыла

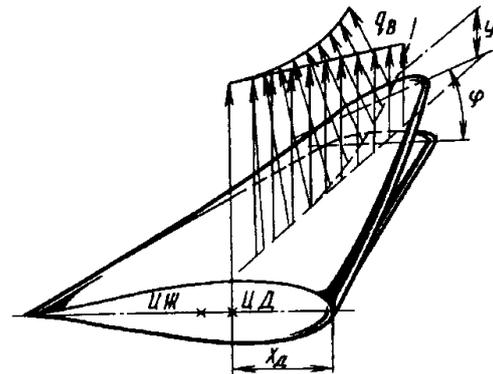


Рис. 14.16. Деформация крыла под действием воздушной нагрузки

Так как распределенная нагрузка на крыло q на самом деле действует в направлении аэродинамических сил под углом β к оси Y (Y перпендикулярно вектору V), то поперечная сила Q в направлении сил q и вектор изгибающего момента M перпендикулярно Q будут иметь составляющие по вертикали (Q_B и M_B) и по горизонтали (Q_c и M_c). Однако ввиду малости угла β и существенной разницы в моментах инерции J_y и J_x , напряжениями в элементах конструкции крыла от Q_c и M_c можно пренебречь и считать, что в сечениях крыла действуют только три силовых фактора $Q_B \approx Q, M_B \approx M$ и M_K .

Рассмотрим последовательность передачи действующих на крыло нагрузок элементами конструкции крыла и передачи на узлы его крепления.

Обшивка, опираясь на стрингеры и нервюры, как на линейные опоры, непосредственно воспринимает воздушную нагрузку в виде сил давления или разрежения. Элемент обшивки при этом работает на растяжение.

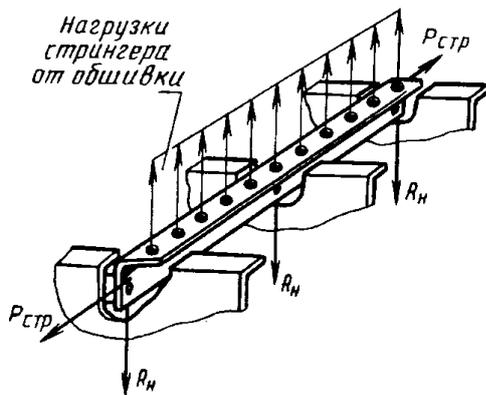


Рис. 14.17. Нагружение стрингера от обшивки и передача этой нагрузки на нервюры

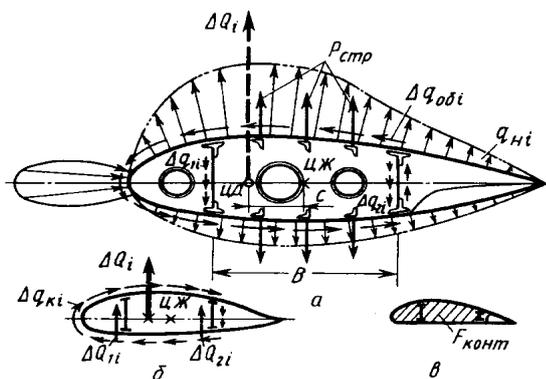


Рис. 14.18 Нагружение нервюры от обшивки стрингеров и передача этой нагрузки на стенки лонжеронов

Стрингеры, опирающиеся на нервюры, как многоопорные балочки (рис. 14.17) воспринимают распределённую нагрузку от обшивки и передают её в виде небольших сосредоточенных сил R_n на нервюры.

Нервюры нагружаются силами, которые передаются на них с обшивки q_{ni} и со стрингеров $P_{стр}$ (рис. 14.18). Эту нагрузку в виде результирующих сил ΔQ_i нервюры передают на стенки лонжеронов пропорционально изгибной жёсткости последних FJ , а момент нагрузки ΔQ_i относительно центра жёсткости (ЦЖ) сечения $\Delta Q \times c$ – на замкнутый

контур сечения; то и другое передаётся потоками сил – распределёнными силами вдоль швов.

7. Основные конструктивные элементы крыла.

Обшивка образует поверхность крыла, придает ему обтекаемую в соответствии с выбранным профилем форму, непосредственно воспринимает аэродинамическую нагрузку и передает ее на элементы продольного и поперечного набора крыла, работает на сдвиг от кручения крыла, принимает участие в восприятии изгибающего момента M , работая при этом вместе со стрингерами на растяжение или сжатие.

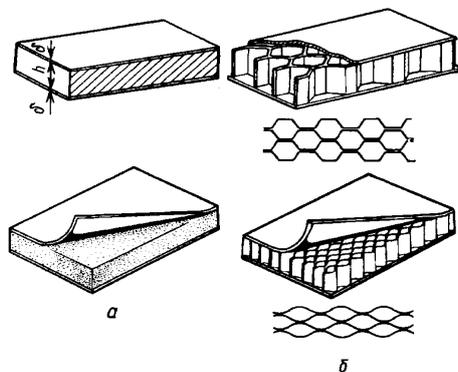


Рис. 14.19. Трёхслойная обшивка

Обшивки слоистой конструкции, состоят из двух или трёх тонких металлических листов, связанных между собой лёгким наполнителем пористой (рис. 14.19, а) или сотовой конструкции (рис. 14.19, б).

Однако технология изготовления слоистой обшивки всё ещё сложна, особенно в части контроля качества соединения несущих слоёв с наполнителем. Кроме того, ремонт обшивки требует специального оборудования.

Небольшая местная прочность при сжатии сотового наполнителя заставляет в местах приложения сосредоточенных нагрузок ставить в обшивке специальные вкладыши или втулки из металла или пластмасс (рис. 14.20, д, е, ж), на краях панелей также должны быть жёсткие окантовывающие элементы для восприятия сосредоточенных сил и предохранения наполнителя (рис. 14.20, а, б, в). В местах стыков слоистой обшивки между собой (рис. 14.20, в) и с элементами силового набора крыла (рис. 14.20, з) используются окантовки, соединяемые пайкой или клеейкой с несущими слоями обшивки и с наполнителем. Для соединения используются болты или винты с анкерными гайками, вкладыши, втулки (рис. 14.20, д, е, ж, и, к). Конструкция типовых узлов панелей: шарнирный узел с использованием специального кронштейна, закреплённого на Z – образной законцовке панели, и накладки (рис. 14.20, з); стык хвостовой части рулевой поверхности с сотовым наполнителем со средней частью (рис. 14.20, и, к).

Стремление уменьшить число соединяемых деталей и повысить герметичность крыльев, заполняемых топливом, за счёт уменьшения числа швов, а также стремление получить гладкое крыло достаточной прочности и жёсткости при меньшей массе привели к разработке и внедрению монолитных панелей – конструкций, где обшивка и подкрепляющие её рёбра жёсткости образуют единое целое (рис. 14.21, а, б, в).

Чтобы выиграть в массе крыла, улучшить качество его внешней поверхности путём уменьшения числа крепёжных деталей и сократить объём сборочно-клёпальных работ, стараются делать панели как можно длиннее (меньше нагруженных поперечных швов, требующих больших затрат массы).

воздушной нагрузки. При этом определяющими прочностью стрингера являются продольные усилия, действующие в нем при восприятии изгибающего момента крыла. Величина этих усилий зависит от КСС крыла и определяет форму и требуемую площадь поперечного сечения стрингера. Отношение массы стрингеров к массе крыла составляет от 0,04...0,08 в лонжеронных крыльях и до 0,25...0,30 в кессонных крыльях.

По форме сечения стрингеры бывают открытого и закрытого Π -образного сечения, по способу изготовления - гнутые (рис. 14.22, а, поз. 1...7) и прессованные (рис. 14.22, б, поз. 8...17). Также на рис. 14.22, в показаны формы стрингера для придания жёсткости задней кромки крыла.

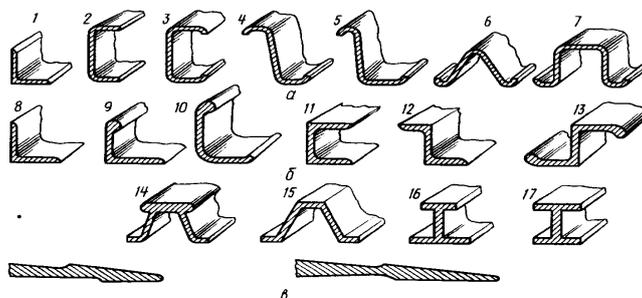


Рис. 14.22. Типовые профили стрингеров

Лонжероны — продольные балки, состоящие из стенок 1 и поясов 2. Пояса воспринимают изгибающий момент M крыла, работая на растяжение и сжатие, стенки, подкрепленные стойками 3, воспринимают поперечную силу Q и могут участвовать в восприятии крутящего момента M_K , замыкая контур крыла и работая в обоих этих случаях на сдвиг (рис. 14.23).

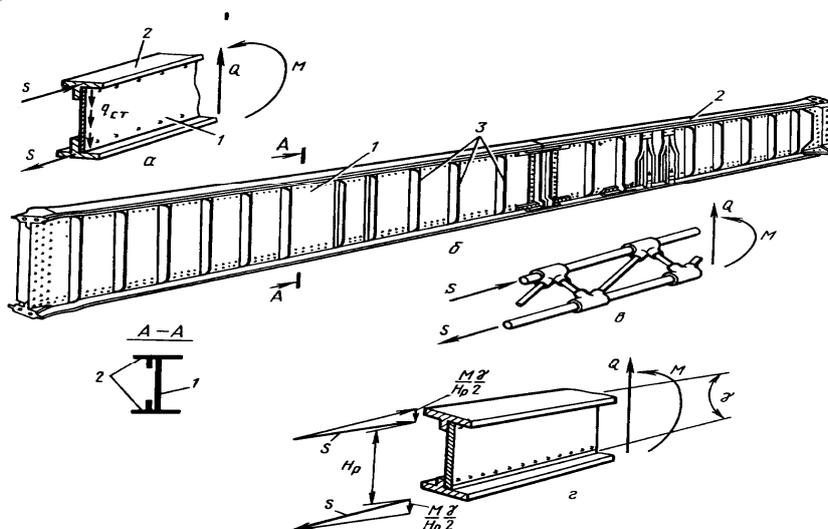


Рис. 14.23. Лонжероны балочной и ферменной конструкции. Уравновешивание поперечной силы Q и изгибающего момента M в сечении лонжерона

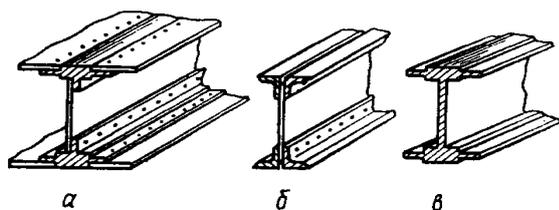


Рис. 14.24. Конструкция составного (а, б) и монолитного (в) лонжеронов

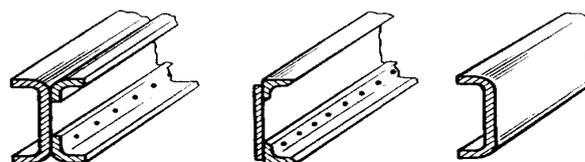


Рис. 14.25. Варианты конструкции стенок

В зависимости от конструкции стенки различают лонжероны балочного (рис. 14.24, а) и ферменного (рис. 14.24, в) типов. Лонжероны балочного типа выполняют в виде составных (рис. 14.25, а, б) и монолитных (рис. 14.25, в) конструкций.

В целях экономии массы лонжеронов стараются максимально разнести по высоте пояса, увеличивая при этом значение H_p (рис. 14.26, а, б). Однако малковку поясов технологически очень сложно выполнить. На малонагруженных концах крыла сечение лонжерона из двутаврового профиля может быть заменено на швеллерное, отштампованное из листового материала, для уменьшения массы лонжеронов. Площади их сечений к концу крыла уменьшают, применяя разные сортаменты профилей. Если между поясами лонжеронов и обшивкой устанавливаются накладки (рис. 14.26, в, д), то уменьшение площадей таких составных поясов к концам крыла может достигаться уменьшением площади сечения накладок (не трогая сами пояса), что значительно проще. На рис. 14.26, з показан пояс лонжерона с выравнивающей накладкой, но при таком решении уменьшается значение H_p . Для уменьшения массы лонжеронов накладки на пояса могут выполняться из боропластиков с высокой удельной прочностью.

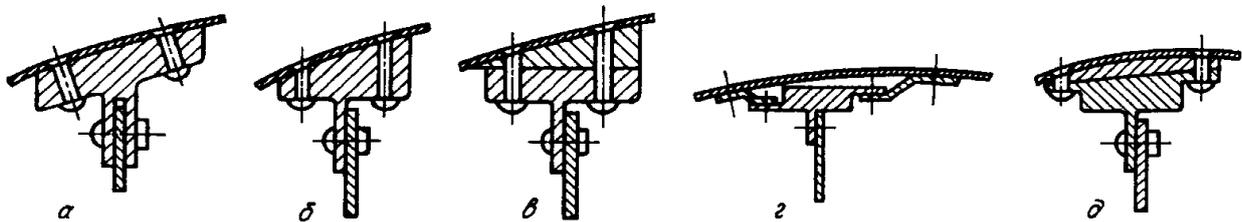


Рис. 14.26. Типовые соединения обшивки с поясом лонжерона

Продольные стенки входят в КСС крыла, замыкая в поперечных сечениях крыла контуры крыла на кручение и работая при этом на сдвиг от M_k , а также воспринимая и передавая на узлы крепления (для стенки - шарнирные) приходящуюся на ее долю поперечную силу Q , работая при этом на сдвиг от Q . Продольные стенки отделяют отсеки крыла от передней и задней механизации. По конструкции продольные стенки аналогичны лонжеронам крыла, но они имеют очень слабые пояса (см. рис. 14.25). Стенки, как правило, без облегчающих отверстий. Для повышения критических напряжений стенки подкрепляются стойками. К концу крыла площадь поперечного сечения стенки и её поясов убывает.

Нервюры по своему назначению и конструкции разделяются на нормальные и усиленные. *Нормальные* нервюры сохраняют форму профиля крыла и передают местные воздушные нагрузки на лонжероны и обшивку (от обшивки и стрингеров). Поддерживая обшивку и стрингеры, нервюры увеличивают их критические напряжения.

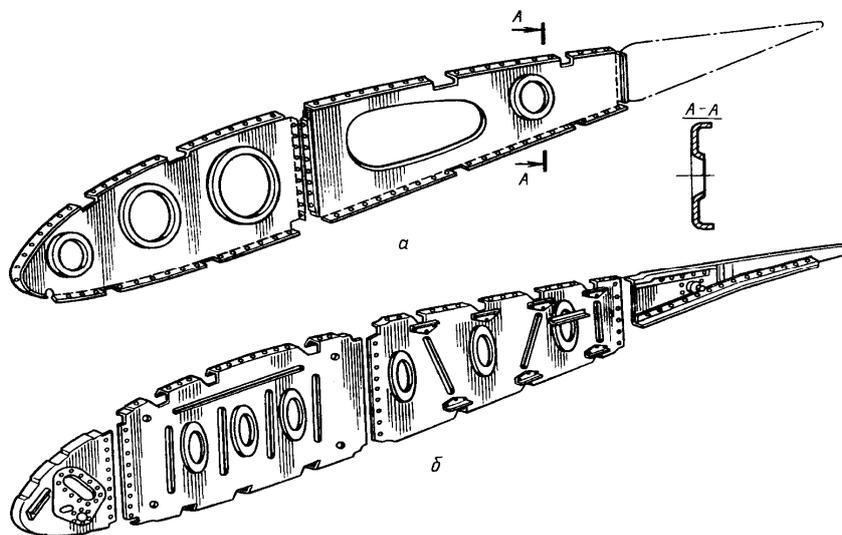


Рис. 14.27. Варианты конструкции нервюры

От воздушной нагрузки нервюры работают на изгиб в своей плоскости и на сдвиг, опираясь на лонжероны и обшивку; при деформациях изгиба крыла – на сжатие. Выполняют нервюры в виде балок (рис. 14.27), при этом пояса с присоединённой обшивкой работают на осевые силы, стенки – на сдвиг. Отдельные части нервюры хвостик, носик и межлонжеронная часть (рис. 14.27, а, б) стыкуются между собой через стенки лонжеронов и обшивку.

Усиленные нервюры служат для восприятия сосредоточенных сил и моментов от агрегатов, крепящихся к крылу (стоек шасси, двигателей, узлов навески элеронов и других подвижных частей крыла), и передачи их на лонжероны и обшивку, а также для перераспределения сил между панелями и стенками у мест перелома осей продольного набора, для трансформации M_k в пар сил в местах разъёма крыла и на границах больших вырезов. Усиленные нервюры одновременно выполняют и функции нормальных нервюр.

На рис. 14.28 показано уравнивание и эпюры поперечных сил и моментов для усиленной нервюры, нагруженной силой $P_{эл}$ (реакцией в узле навески элерона). Чтобы определить силы лонжеронов (Q_1 и Q_2), уравнивающие силу $P_{эл}$ и поток касательных усилий q_k , уравнивающий крутящий момент M_k , надо:

1) пренести силу $P_{эл}$ в центр жёсткости (ЦЖ) (при этом добавится момент $M_k = P_{эл}a$);

2) распределить силу $P_{эл}$ между лонжеронами пропорционально их жёсткости на изгиб (EJ), определить Q_1 и Q_2 ;

3) определить поток q_k от кручения: $q_k = \frac{M_k}{2BH}$, где B и H – расстояние между лонжеронами и их высота.

лонжеронами и их высота.

Бортовая нервюра прямого крыла служит для трансформации крутящего момента M_k из потока касательных усилий по замкнутому контуру крыла в пару сил в узлах его крепления (рис. 14.29).

8. Конструктивно-силовые схемы крыльев.

Совокупность элементов, служащих для восприятия сил и моментов, действующих в сечениях крыла, составляют основную силовую схему крыла. Другие элементы крыла, служащие для передачи местной нагрузки на элементы основной силовой схемы, дополняют ее и образуют вместе с ней полную схему крыла или просто силовую схему крыла.

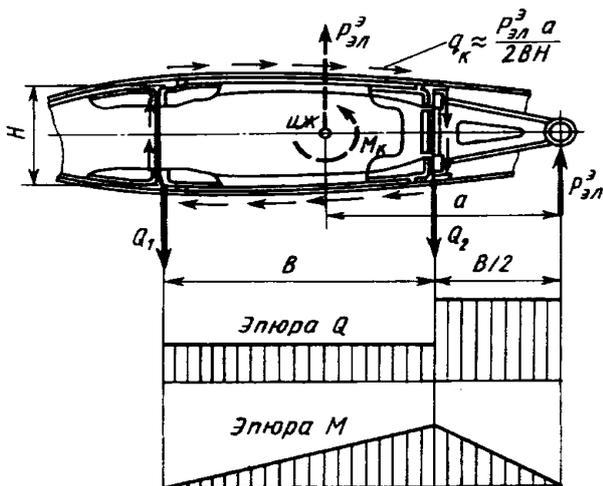


Рис. 14.28. Конструкция, нагружение и уравнивание усиленной нервюры

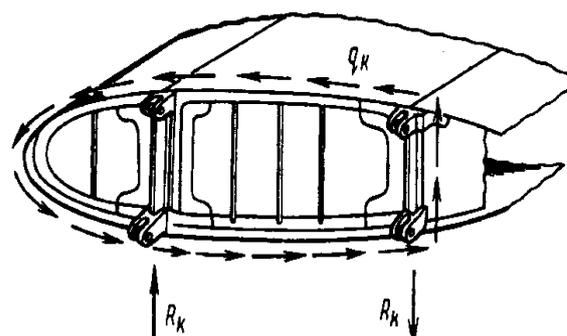


Рис. 14.29. Конструкция и нагружение корневой нервюры

Крыло, в котором изгибающий момент воспринимается в основном поясами лонжеронов, называется лонжеронным. Здесь сравнительно слабые стрингеры и тонкая обшивка. Поперечная сила воспринимается стенками лонжеронов, крутящий момент – замкнутым контуром обшивки и стенкой заднего лонжерона (задней стенки).

Крыло, в котором изгибающий момент воспринимается в основном обшивкой совместно с подкрепляющими ее стрингерами или гофром, называется *кессонным* (*моноблочным*). Такие крылья имеют толстую обшивку, развитые стрингеры и слабые лонжероны (стенки). Вместо листовой обшивки в кессонном крыле могут использоваться трёхслойная обшивка, обшивка, подкреплённая гофром, или монолитные панели.

Если пояса на стенках в кессонном крыле не имеют пусть даже слабых моментных узлов для передачи с ОЧК на центроплан хотя бы части изгибающего момента, то такая разновидность кессонного крыла называется *чисто моноблочным* (или просто моноблочным) крылом.

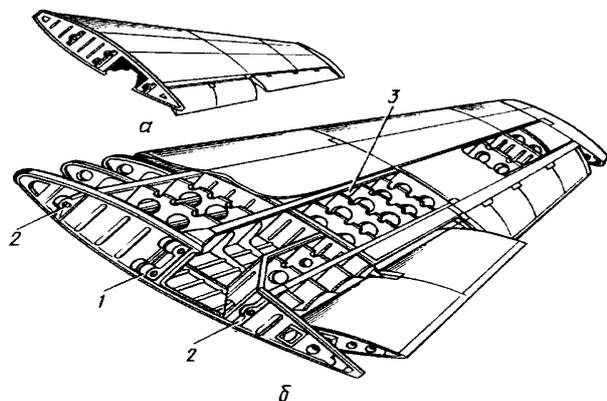


Рис. 14.30. Конструкция однолонжеронного прямого крыла с передней и задней стенками: 1-моментный узел; 2- шарнирные узлы; 3- лонжерон

Лонжеронные крылья (одно-, двух- и многолонжеронные). В таких крыльях (рис. 14.30) стараются расположить лонжероны так, чтобы лучше использовать строительную высоту профиля крыла и получить достаточную базу для крепления крыла к фюзеляжу, учитывая при этом удобства крепления и размещения на крыле и внутри него шасси, двигателей, топливных баков и других грузов, а также подвижных частей крыла (элеронов, закрылков, предкрылков и интерцепторов).

В двухлонжеронном крыле (на рис. 14.31, *а*, показан один из вариантов конструкции такого крыла при виде снизу), передний лонжерон располагают на 20...30 % хорды, а задний – на 60...70 % хорды. Подкрепление тонкой обшивкой лонжеронных крыльев массивными стрингерами не выгодно в весовом отношении (основная задача стрингеров в таких крыльях – подкреплять обшивку, повышая её критические напряжения при сжатии и сдвиге). В крыле размещаются топливные баки, что заставляет в местах их расположения вместо балочных нервюр применять паяные (рис. 14.31, *б*). Также на рис. 14.31, *в* показано соединение стенки и пояса нервюры со стенкой и поясом лонжерона.

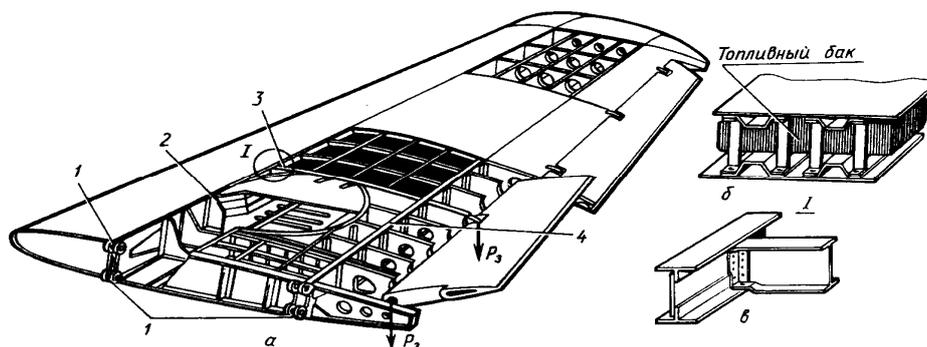


Рис. 14.31. Конструкция двух лонжеронного прямого крыла
1-моментные узлы; 2- передний лонжерон; 3- усиленная нервюра; 4- задний лонжерон
 P_3 – сосредоточенная сила от закрылка

Многолонжеронные (многостеночные) крылья. Так как на обеспечение восприятия осевых сил от изгиба крыла затрачивается до 50% массы крыла, то для снижения массы крыла естественно стремление увеличивать число силовых элементов в крыле, воспринимающих изгибающий момент M , а число не участвующих в восприятии M элементов (например, нервюр) – сократить. Применение в последнее время

многолонжеронных и многостеночных конструкций крыльев в определённой степени направлено на решение этой задачи. Кроме того, при этом повышается жёсткость конструкции на кручение, что очень важно как мера борьбы с опасными аэроупругими явлениями, и повышается живучесть самолёта, что особенно важно для самолётов военного назначения.

Кессонные (моноблочные) крылья наиболее полно отвечают современным требованиям к крылу. Дело в том, что с уменьшением относительной толщины \bar{c} профиля крыла и увеличением массы самолета возрастает потребная площадь сечения крыла, необходимая для восприятия изгибающего момента. Поэтому, чтобы лучше использовать материал, его равномерно распределяют по периметру сечения (удаляют от нейтральной оси), что и является характерной особенностью кессонных (моноблочных) крыльев. Такое крыло более жестко, имеет хорошую поверхность, более живуче (работает все сечение). При определенных условиях такие крылья могут оказаться выгоднее в весовом отношении, чем лонжеронные.

На рис. 14.32 показана конструкция крыла кессонного типа, состоящего из двух лонжеронов 7, 8 (см. рис. 14.32, в, з, д), нормальных 4 и усиленных 13 нервюр, обшивки и стрингеров, образующих панели 1, носовых 5 и хвостовых 6 частей крыла и концевых обтекателей 3. Крыло состоит из центроплана (см. рис. 14.32, д), двух средних (см. рис. 14.32, з) и двух консольных (см. рис. 14.32, в) частей.

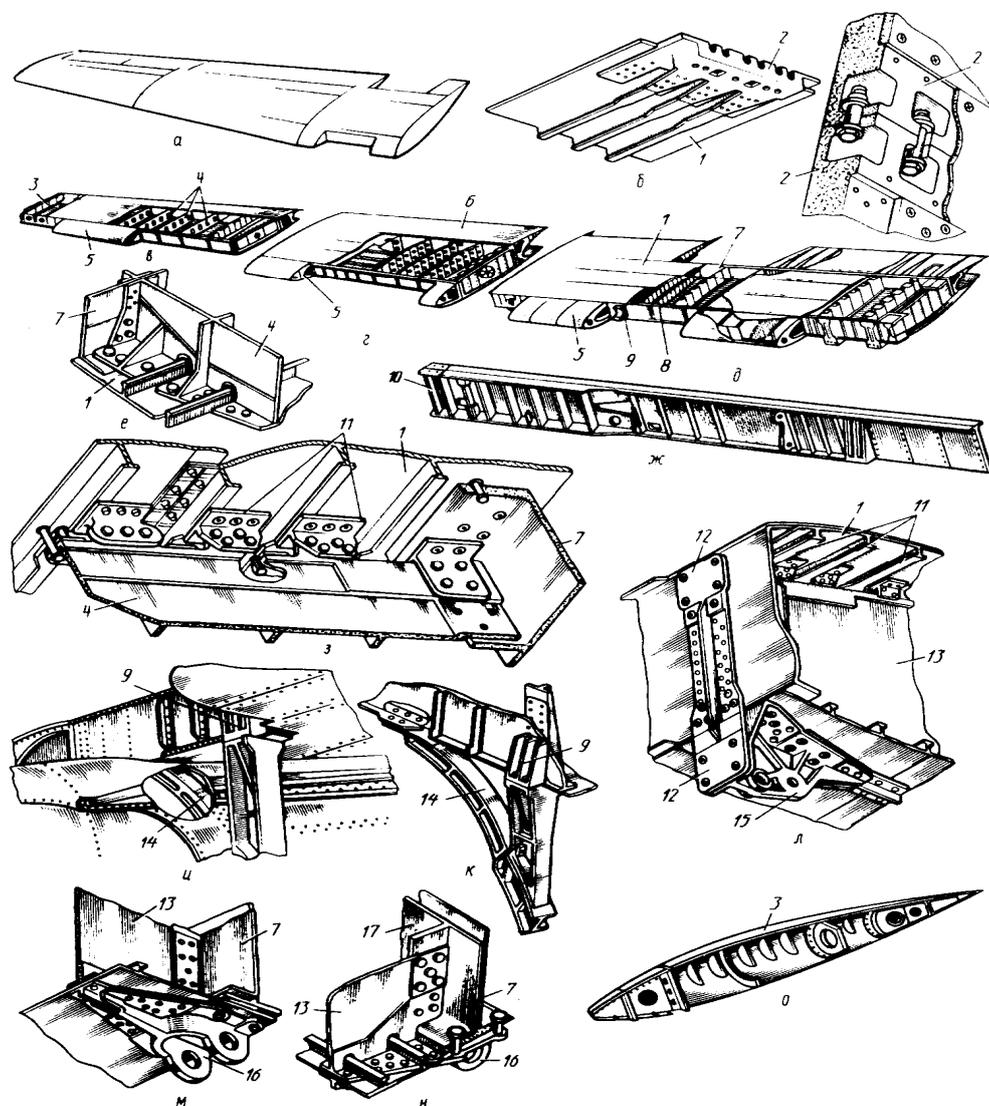


Рис. 14.32. Конструкция кессонного крыла со стыковыми узлами крепления ОЧК между собой и к центроплану (а, б, в, з, д.), панелей крыла к его продольным элементам (е, ж, з, л), центроплана к фюзеляжу (и, к). Узлы крепления двигателя (л) и шасси (л, м, н), законцовка крыла (о)

Центроплан и средние части крыла несут на себе четыре выдвигаемых двухщелевых закрылка, а консольные части – по две секции элеронов (см. рис. 14.32,а). Стыковка частей крыла по контуру: через профили разъёма 2 (рис. 14.32,б) для соединения панелей 1 и стоек 10 на концах лонжеронов (рис. 14.32, ж) для соединения лонжеронов.

На центроплане: узлы для стыковки его с фюзеляжем (к каждому лонжерону приклепаны по два усиленных кронштейна 9 для стыковки с усиленными шпангоутами фюзеляжа 14 (рис. 14.32, д, и, к); узлы 12 на усиленных нервюрах 13 для крепления двигателей (рис. 14.32, л) и 15 и 16 – для крепления стоек основных опор самолёта (рис. 14.32, м, н); профили разъёма 2 (рис. 14.23, б).

Лонжероны 7 и 8 центроплана (рис. 14.32, ж) – цельнопрессованные, усилены стойками из прессованных профилей, стыкуются с лонжеронами средних частей крыла по стойкам 10, закреплённым на концах лонжеронов и имеющим связи с профилями разъёмов.

Нервюры 13 крепятся к стенкам лонжеронов при помощи прессованных стоек таврового сечения 17 (рис. 14.32, н), а к панелям – при помощи книц 11 (рис. 14.32, з).

Кессоны средних частей крыла (рис.14.32, г)- герметизированные баки-отсеки - имеют лонжероны балочного типа. Их стыковка с лонжеронами центроплана и консоли осуществляется при помощи стоек.

Концевой обтекатель крыла показан на рис. 14.32, о. В его торце имеется ряд отверстий для выхода тёплого воздуха из системы противообледенения. Крепление обтекателя по контуру – по поясам нервюры.

В бесстрингерных крыльях нервюры ставят чаще, чтобы не было потери устойчивости обшивки от сдвига при эксплуатационной нагрузке. Отсутствие швов крепления обшивки к стрингерам улучшает поверхность крыла с тонкой обшивкой.

Безнервюрные конструкции крыльев могут быть не только в многолонжеронных и многостеночных крыльях, но и в крыльях из монолитных панелей. Отсутствие шва по нервюрам (отверстий под крепеж) улучшает усталостные характеристики панелей, и возможности для герметизации отсеков крыла под топливные баки.

Конструкция крыльев из КМ рассматривается на примере конструкции двухлонжеронного крыла спортивного самолета Су-29.

Кессонное крыло соединяется с центропланом с помощью моментных узлов на лонжеронах и контурного узла, связывающего панели и стенки кессонов ОЧК и центроплана.

Сравнительная оценка лонжеронных и кессонных (моноблочных) крыльев. Области их применения.

Здесь, как и ранее, под кессонным (моноблочным) крылом подразумевается прежде всего крыло, имеющее кессон, панели которого воспринимают весь изгибающий момент или большую его часть. Сравнение производится при условии, что крылья выполнены из одного материала, имеют одинаковые размеры и нагрузки.

Сравнение по массе. Так как основное различие крыльев заключается в способе восприятия изгибающего момента M , то и различие в массе будет главным образом, за счет разницы в массе элементов, воспринимающих M , а масса этих элементов пропорциональна площади их поперечного сечения.

Сравнение с точки зрения компоновки и эксплуатационной технологичности. В этом плане лонжеронные крылья имеют ряд преимуществ, так как в них можно делать большие вырезы в обшивке для монтажа и осмотра различных агрегатов (обшивка и стрингеры принимают сравнительно малое участие в восприятии M). Для сохранения прочности на кручение вырезы закрываются работающими на сдвиг крышками, которые должны крепиться винтами по их контуру. Если постановка крышек не возможна, то вырез компенсируется постановкой усиленных нервюр по краям выреза и усилением лонжеронов на участке выреза и вблизи него (M_k будет восприниматься дополнительным изгибом и сдвигом лонжеронов).

Живучесть кессонных крыльев выше, чем у лонжеронных. Более высокая живучесть (и надёжность) у многолонжеронных и многостеночных конструкций крыльев объясняется тем, что они обладают из-за многократной статической неопределённости повышенным числом путей передачи основных силовых факторов Q и M на узлы крепления крыла.

Принципы стыковых соединений крыльев различных КСС.

Лонжеронное крыло соединяется со шпангоутами фюзеляжа или лонжеронами в фюзеляжной части моментными узлами на лонжеронах крыла (рис. 14.33, а, б, в, д) и шпангоутах фюзеляжа. Они передают с ОЧК усилия S_j от изгибающего момента M , силы Q от поперечной силы Q и пару сил R_k , в которую трансформируется бортовой нервюрой крыла поток касательных усилий от крутящего момента M_k (рис. 14.33, а). Для передачи S_j , Q_j и R_k с ОЧК на стыковые узлы фюзеляжа стыковой узел лонжерона должен состоять либо из верхней и нижней вилок, либо проушин (рис. 14.33, з), связанных заклёпками или болтами с поясами и стенками лонжеронов. На рис. 14.33, в показан стыковой узел, где верхний пояс лонжерона заканчивается вилкой, а нижний – ушком, а сила Q – только нижним ушком.

Иногда для передачи силы Q в стыковом узле лонжерона делается дополнительно третья проушина с горизонтальной осью между его верхними и нижними проушинами для их разгрузки от силы Q (рис. 14.33, д). Если в крыле есть продольные стенки и они имеют в корневой части шарнирные узлы, то через них будут передаваться силы Q_j и R_k (рис. 14.33, б). Шарнирные узлы в виде ушка показаны на рис. 14.33, б, в, е.

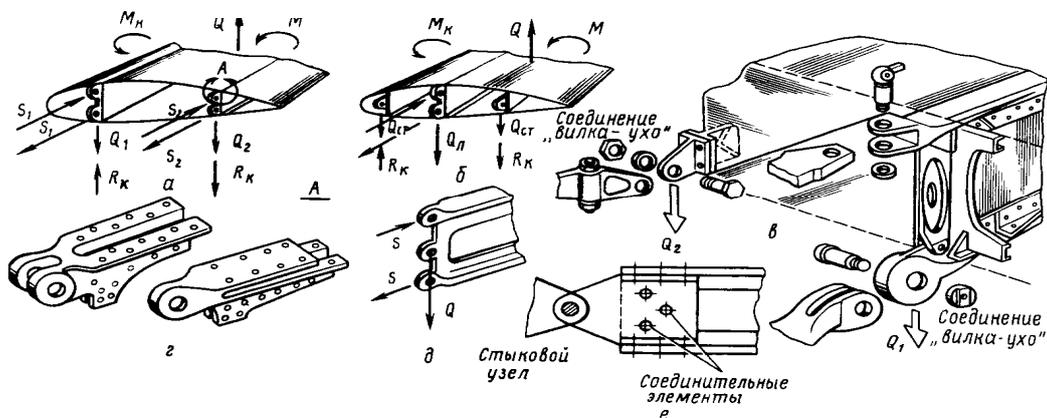


Рис. 14.33. Конструкция и нагружение узлов крепления лонжеронных крыльев

Кессонное крыло соединяется с центропланом с помощью моментных узлов на лонжеронах и контурного узла, связывающего панели и стенки кессонов ОЧК и центроплана (рис. 14.34). Изгибающий момент M воспринимается панелями кессона и поясами лонжеронов и самоуравновешивается на центроплане. Поперечная сила Q и крутящий момент M_k передаются с ОЧК на центроплан: Q – срезом болтов, соединяющих стенки ОЧК и центроплана; M_k – либо срезом болтов, соединяющих панели и стенки кессона (если болты в гнездах панелей (рис. 14.34, II) поставлены без зазора и работают на срез), либо силами трения между нервюрами разъёма, стянутыми болтами при соединении панелей крыла.

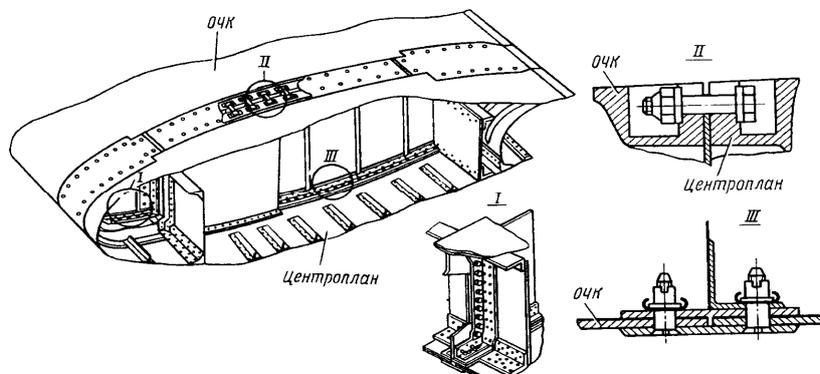


Рис. 14.34. Конструкция стыкового соединения центроплана с ОЧК

Моноблочное крыло ОЧК такого крыла соединяется с центропланом контурным соединением, связывающим панели для передачи изгибающего момента и продольные стенки – для передачи поперечной силы Q и крутящего момента M_k . Передачи Q и M_k с центроплана на фюзеляж происходит также как и у кессонного крыла.

Для кессонных (моноблочных) крыльев, чтобы центроплан не загромождал фюзеляж, лучше использовать крыло верхнего и нижнего расположения.

9. Стреловидные крылья.

Силовые схемы корневых частей стреловидных крыльев состоят из тех же силовых элементов, что и прямые крылья. Они могут быть по КСС лонжеронными или кессонными (моноблочными). Особенности стреловидных крыльев при передаче нагрузок связаны с конструкцией их корневых частей, непосредственно прилегающих к фюзеляжу (участки 1-2-3 на рис. 14.35 и 14.36).

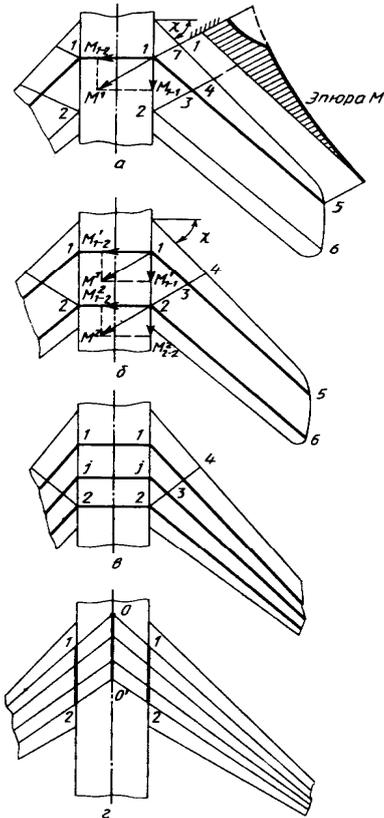


Рис. 14.35. Стреловидные крылья с переломом осей продольных силовых элементов у борта фюзеляжа и в плоскости симметрии самолёта

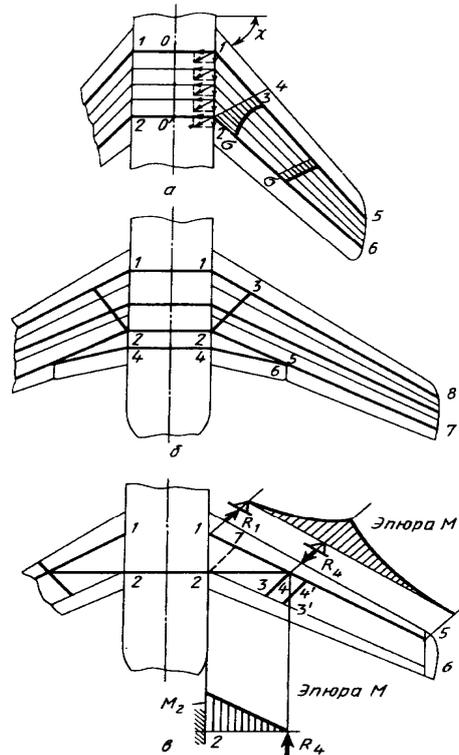


Рис. 14.36. Стреловидные кессонные крылья с переломом осей продольных силовых элементов у борта фюзеляжа (а, б). Крыло с внутренней подкосной балкой (в)

В зависимости от силовой схемы корневой части стреловидные крылья подразделяются на:

- крылья с переломом осей продольных элементов у борта фюзеляжа (однолонжеронные - рис. 14.35, а, двухлонжеронные – рис. 14.35, б, многолонжеронные – рис. 14.35, в) крылья, кессонные (моноблочные) крылья – рис. 14.36, а и, в частности, крылья с внешней по отношению к кессону балкой в плоскости крыла – рис. 14.36, б) и в плоскости симметрии самолёта (рис. 14.36, в);

- крылья без перелома осей продольных силовых элементов – лонжеронные крылья с внутренней подкосной балкой (рис. 14.36, в).

Особенности работы корневых частей стреловидных крыльев определяются особенностями передачи на узлы крепления крыла поперечной силы Q , изгибающего и крутящего моментов M и M_k , которые подходят к корневому сечению 2-3 от концевой части крыла. Эти особенности связаны:

- 1) с необходимостью иметь дополнительные силовые элементы для передачи изгибающего момента M : бортовую силовую нервюру 1-2 в месте перелома осей продольного силового набора (рис. 14.35, а, б и 14.36, а, б); подкосную балку 2-4 у крыльев без перелома осей продольных элементов (рис. 14.36, в);

2) с необходимостью иметь для лонжеронных крыльев корневую нервюру 2-3-4 для передачи крутящего момента M_k в виде пары сил в точках 2 и 3, так как у таких крыльев корневой треугольнику 1-2-3 работает на сдвиг от потока касательных усилий q_k не может;

3) с перераспределением нормальных напряжений σ между лонжеронами по ширине панели из-за разной длины лонжеронов и, следовательно, их различной жёсткости и различной длины волокон панели l у передней и задней стенок в кессонном крыле (рис. 14.36, а).

В стреловидных и треугольных крыльях нервюры могут быть расположены как по потоку, так и перпендикулярно к одному из лонжеронов, к оси жёсткости или просто к средней линии крыла. Если нервюры расположены по потоку, то легче выдержать профиль крыла, но сами нервюры при этом получаются более длинными и тяжёлыми, сложнее технологически осуществить стыки нервюр со стенками лонжеронов и обшивкой – требуется малковка. Чаще нервюры располагают по нормали к оси жёсткости крыла или к одному из лонжеронов.

Однолонжеронные крылья.

Силовая схема таких крыльев (рис 14.35, а) состоит из лонжерона 1-3-5, задней стенки 2-6, силовых нервюр корневой части крыла: бортовой 1-2, корневых 2-3-4 и 1-7, обшивки, подкрепленной стрингерами, и набора нормальных и усиленных нервюр в консольной части крыла. Крыло стыкуется с фюзеляжем моментным узлом (точка 1) и шарнирным узлом (точка 2). Корневая нервюра 2-3-4 считается шарнирно опертой в точках 2 и 3.

Передача нагрузок (Q , M и M_k) силовыми элементами корневой части крыла.

Поперечная сила Q передается в узел 1 участкам лонжерона 1-3, работающим на сдвиг и изгиб.

Изгибающий момент M в точке 1 раскладывается на две составляющие $M_{1-2} = M \sin \chi$ и $M_{1-1} = M \cos \chi$. Момент M_{1-1} передается на фюзеляжную часть лонжерона 1-1 и уравнивается (при симметричном нагружении) таким же моментом с другой консоли. В этом случае участок лонжерона 1-1 работает на чистый изгиб.

Крутящий момент M_k в виде потока касательных усилий $q_k = M_{k2-3-4} / 2F_{2-3-4}$ по замкнутому контуру уравнивается реакциями в узлах 2 и 3 и креплениях к корневой нервюры 2-3-4 и передается ею в виде пары сил R_k ($M_{k2-3-4} = R_k B$ (B – расстояние между точками 2 и 3)) на узел 2 и на лонжерон в точке 3.

Двухлонжеронные крылья.

В силовой схеме двухлонжеронного крыла (рис. 14.35, а) уже два лонжерона 1-5 и 2-6 и, следовательно, должно быть и два моментных узла крепления крыла к фюзеляжу. Бортовая нервюра 1-2 в точках 1 и 2 моментно (накладками на поясах) связана с лонжеронами, а корневая нервюра 2-3-4 шарнирно оперта на них в точках 2 и 3.

Передача нагрузок (Q , M и M_k). Вдали от корневого треугольника 1-2-3 ($Z > l_{2/3}$) нормальные напряжения в межлонжеронной части крыла $\sigma = const$. Поперечная сила Q и изгибающий момент M вдали от заделки распределяются между передним и задним лонжеронами пропорционально их жесткостям на изгиб EJ (рис. 14.35, б).

На рис. 14.37. показано двухлонжеронное стреловидное крыло. Большой угол стреловидности ($\chi = 60^\circ$) определяет степень нагруженности бортовой нервюры 1-2 (рис. 2.35, б) изгибающими моментами M^j_{1-2} . $M^j_{1-2} = M^j \sin 60^\circ$ (j – номер лонжерона). Поэтому нервюра 1-2 имеет стенку 4, подкреплённую стойками 5, и мощные пояса 2, 3, связанные накладками 8 с поясами лонжеронов 7, заканчивающиеся моментными узлами 1, 6 с горизонтальным расположением проушин под два вертикальных болта.

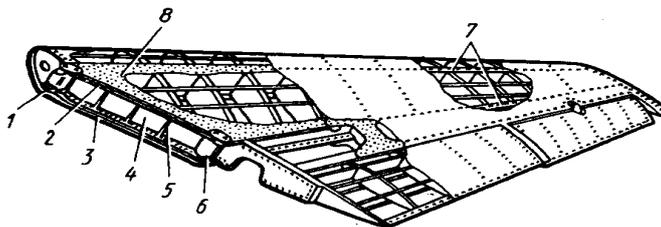


Рис. 14.37. Конструкция двухлонжеронного стреловидного крыла

Многолонжеронные крылья.

По конструктивной схеме и передачи нагрузок многолонжеронные крылья во многом аналогичны двухлонжеронным стреловидным крыльям (рис. 14.35, в). Число моментных узлов, связывающих ОЧК с усиленными шпангоутами фюзеляжа или с лонжеронами, проходящими через него, должно быть равно числу лонжеронов. Пропорционально жёсткостям на изгиб лонжеронов вдали от сечения 2-3 (рис. 14.35, в) распределяются по ним поперечная сила Q и изгибающий момент M .

Поперечная сила Q_j , подошедшая по стенке j -го лонжерона к корневой нервюре 2-3-4, будет передаваться к узлу его крепления, вызывая дополнительный изгиб этого лонжерона, стенка лонжерона от силы Q_j будет работать на сдвиг.

Крутящий момент M_k подходит к корневой нервюре 2-3-4 в виде потока касательных усилий по ее контуру q_k . Можно считать по аналогии с нервюрой 1-2, что M_k воспринимается на опорах этой нервюры моментом $R_k B$, где R_k - реакции опор в точках 2 и 3 на M_k .

Кессонные крылья имеют центроплан (рис. 14.36, а). Они крепятся обычно с силовым шпангоутам фюзеляжа 1-1 и 2-2 по лонжеронам центроплана. Однако центроплан может быть встроен в фюзеляж так, что его панели и стенки соединяются с боковинами фюзеляжа (шпангоутами) фитингами и накладками. ОЧК крепится к центроплану по контуру кессона и по поясам лонжеронов. На рис. 14.36, а показана схема кессонного крыла с лонжеронами 1-5 и 2-6, бортовой 1-2 и корневой 2-3-4 нервюрами, верхними и нижними панелями.

Крутящий момент M_k передаётся двояко: изгибом корневой нервюры 2-3 и сдвигом корневого треугольника 1-2-3. При этом M_k распределяется пропорционально жёсткостям на кручение нервюры 2-3 и корневого треугольника 1-2-3. Поперечная сила Q вдали от корневого сечения распределяется между лонжеронами пропорционально их жёсткостям на изгиб.

Ключевые слова

Крыло, планер, относительная масса крыла, параметры крыла (λ - удлинение, η - сужение, χ - угол стреловидности, α - угол атаки, L - размах крыла, b_0 - бортовая хорда, b_k - концевая хорда, S - площадь крыла), прямоугольное крыло, стреловидное и треугольное крыло, крыло изменяемое угол стреловидности при полете, расчетная перегрузка, расчетная нагрузка, $c_{y\text{сеч}}$ и $c_{y\text{кр}}$ - коэффициенты подъемной силы в сечении крыла и для всего крыла, $G_{\text{агр}}$ - сила тяжести агрегата или груза, $\Gamma_{\text{пл}} = c_{y\text{сеч}} b / (c_{y\text{кр}} b_{\text{ср}})$ - коэффициент, учитывающий неравномерность распределения распределенной воздушной нагрузки по размаху плоского крыла, ЦМ - центр масс агрегата или груза, M и M_k - изгибающий и крутящий моменты, поперечная сила - Q , кессонные крылья, центроплан, обшивка, нервюра, лонжерон, стрингер, продольная стенка, каркас, конструктивно-силовая схема, силовой набор, Лонжеронные крылья, многолонжеронные (многостеночные) крылья, кессонные (моноблочные) крылья, безнервюрные конструкции крыльев, композиционный материал, набор нормальных и усиленных нервюр, моментный узел, аэроупругое явление, однолонжеронное крыло, двухлонжеронное крыло, кессонное крыло, поворотное крыло.

Вопросы для самопроверки:

1. Для чего предназначено крыло самолета?
2. Какие требования предъявляются к крылу самолета?
3. Какие бывают внешние формы крыла?
4. Перечислите основные параметры крыла?
5. Какие бывают крылья по виду спереди и по форме профиля?
6. Что такое расчетная аэродинамическая сила?
7. Где могут быть приложены сила тяжести или агрегата?
8. Какие ещё силы могут действовать к крылу самолета при полете?
9. Где и как возникают изгибающий и крутящий момент крыла?
10. Что такое касательное усилие?
11. Из каких основных силовых элементов состоит конструкция крыльев и их назначение?
12. Какие бывают лонжеронные крылья?
13. Какие бывают многолонжеронные крылья?
14. Что такое кессонное крыло?
15. В каких крыльях нервюры не существуют?
16. Применяются ли композиционные материалы в каркасных элементах крыла самолета?
17. Где применяются однолонжеронные крылья?
18. Какие элементы конструкции крыла передают нагрузки (Q, M и M_k) к корневую часть крыла?
19. В чем особенность двухлонжеронных крыльев?
20. Какой бывает стреловидное крыло с внешней балкой в плоскости крыла?

Лекции № 15

Механизация крыла.

План

1. Механизация крыла, назначение и требования
2. Виды механизации крыла
3. Элероны

1. Механизация крыла представляет собой систему устройств (закрылков, щитков, предкрылков и др.), предназначенных для управления подъемной силой и сопротивлением самолета главным образом для улучшения его ВПХ.

На рис. 15.1. показано расположение на крыле и приведены очертания средств механизации в отклонённом положении, получивших наибольшее распространение на современных самолётах.

Роль средств механизации крыла по мере развития авиации все время возрастала. Это объясняется тем, что улучшение летно-тактических характеристик самолетов и, в частности, увеличение скоростей полета определялось, с одной стороны, развитием силовых установок (переходом на газотурбинные двигатели, ростом тяговооруженности) и применением стреловидных крыльев. А с другой стороны - увеличением удельной нагрузки на крыло $p=mg/S$, когда чаще взлетная масса самолета $m_{взл}$ росла быстрее, чем площадь крыла S , и уменьшением относительной толщины крыла \bar{c} , когда уменьшалась несущая способность крыла (уменьшались значения коэффициента подъемной силы c_{ya}).

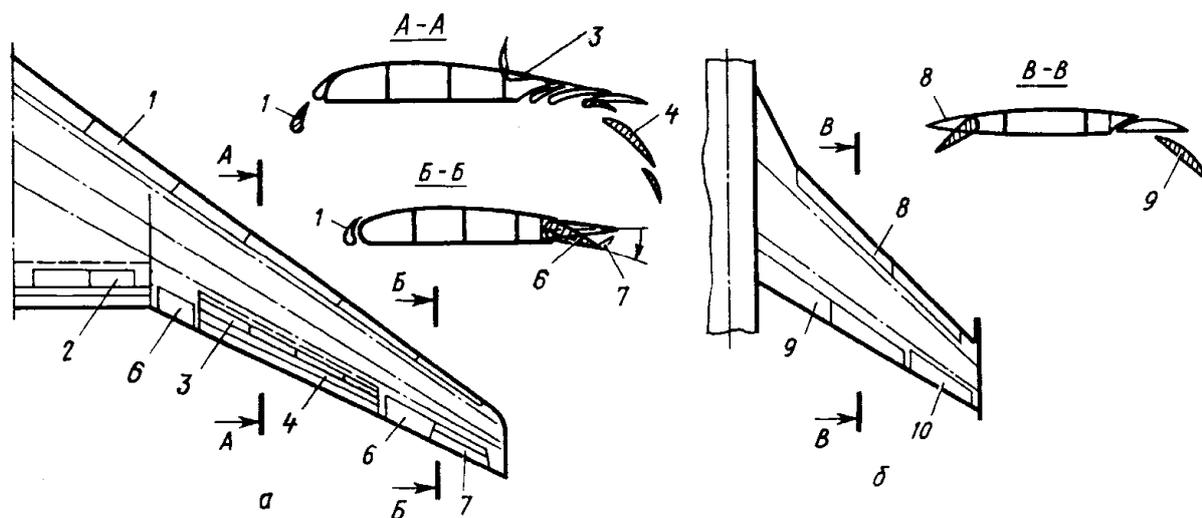


Рис. 15.1. Подвижные части крыла.

1-предкрылки; 2- тормозные щитки; 3- интерцепторы; 4, 9- закрылки; 5, 6- элероны;
7- триммер; 8- отклоняемые носки; 10- элерон-закрылок

Требования к механизации крыла. К механизации крыла, помимо общих требований, предъявляемых ко всему самолету в целом, предъявляются следующие специальные *требования*:

- максимальное увеличение C_{ya} при отклонении средств механизации в посадочное положение при посадочных углах атаки самолета;
- минимальное увеличение C_{xa} в убранном положении средств механизации;
- максимальное значение аэродинамического качества при разбеге самолета с небольшой тяговооруженностью и возможно большее увеличение C_{ya} при отклонении механизации во взлетное положение для самолетов с большой тяговооруженностью;

- возможно меньшие изменения значения m_z (смещение ЦД крыла) при отклонении средств механизации в рабочее положение;
- синхронность действия механизации на обеих консолях крыла, простота конструкции и высокая надежность работы.

2. Виды механизации крыла.

Щитком называется подвижная часть нижней поверхности крыла у его задней кромки, отклоняемая вниз для увеличения подъемной силы крыла и его сопротивления. Различают щитки с фиксированной осью вращения (рис. 2.41, а) и выдвигаемые (рис. 15.2, е). Прирост подъемной силы получается за счёт увеличения эффективной кривизны профиля при выпуске щитков и отсоса пограничного слоя с верхней поверхности крыла в зону разрежения за щитком. Для выдвигаемых щитков прирост подъемной силы получается ещё за счёт увеличения площади крыла.

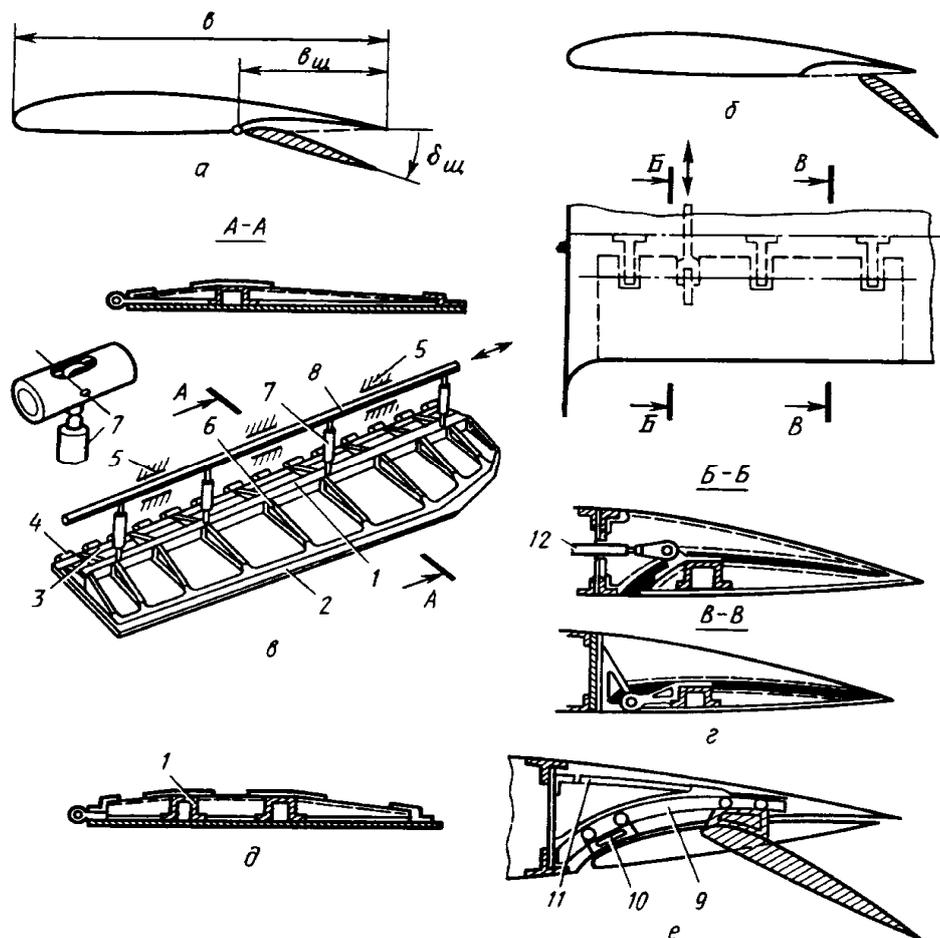


Рис. 15.2. Конструкция щитков

Конструкция щитка состоит из каркаса и обшивки (рис. 15.2, в). Каркас щитка с фиксированной осью вращения состоит из одного лонжерона 1 обычно закрытого П-образного сечения, переднего 3 и заднего 2 стрингеров и разрезных балочек-нервюр 6 П-образного или Z-образного сечения. Снизу к каркасу крепится обшивка. Крепление к крылу - при помощи шомпола и петель на специальном профиле 4 в передней части щитка и на заднем лонжероне (стенке) крыла. Управление от силового цилиндра - через тягу управления 8 и тяги-тендеры 7 перемещением тяги 8 вдоль своей оси в опорах 5.

Каркас выдвигаемого щитка (рис. 15.2, д) может содержать два лонжерона и обшивку снизу и сверху каркаса, чтобы иметь замкнутый контур для восприятия кручения. Щиток устанавливается на монорельсах 9 (рис. 15.2, е), закреплённых на

усиленных нервюрах и заднем лонжероне, и перемещается по этим рельсам при помощи кареток с роликами 10 или при помощи скользящих опор – ползунов. Для дополнительной фиксации монорельса могут быть использованы стержни – подкосы 11. При выпуске щиток тягой от силового цилиндра смещается назад и отклоняется вниз.

Закрылок называется профилированная подвижная часть крыла, расположенная в его хвостовой части и отклоняемая вниз для увеличения подъемной силы крыла (рис. 15.3). Различают:

поворотный закрылок - закрылок, поворачиваемый вокруг связанной с крылом оси вращения (рис. 15.3, а);

выдвижной закрылок - закрылок, поворачиваемый относительно оси вращения и одновременно смещаемый назад вдоль хорды крыла для увеличения его площади (рис. 15.3, б);

щелевой закрылок - закрылок, при отклонении которого между его носком и крылом образуется профилированная щель (рис. 15.3, в);

многощелевой закрылок - закрылок, составленный из нескольких подвижных звеньев, отклоняющихся на разные углы и разделяющихся профилированными щелями (рис. 15.3, г).

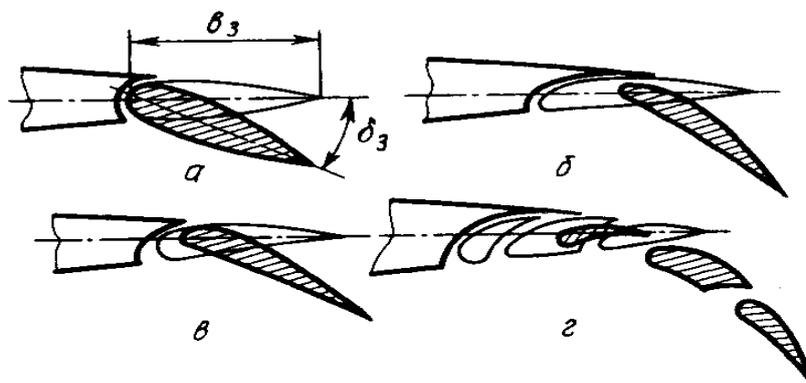


Рис. 15.3. Закрылки

Рассмотрим конструкции поворотного и щелевого закрылка с дефлектором.

Конструкция поворотного закрылка (рис. 15.4, а) типична для конструкции не только всех типов закрылков, но и для конструкции органов управления, используемых в системе управления самолетом - элеронов, рулей направления и высоты.

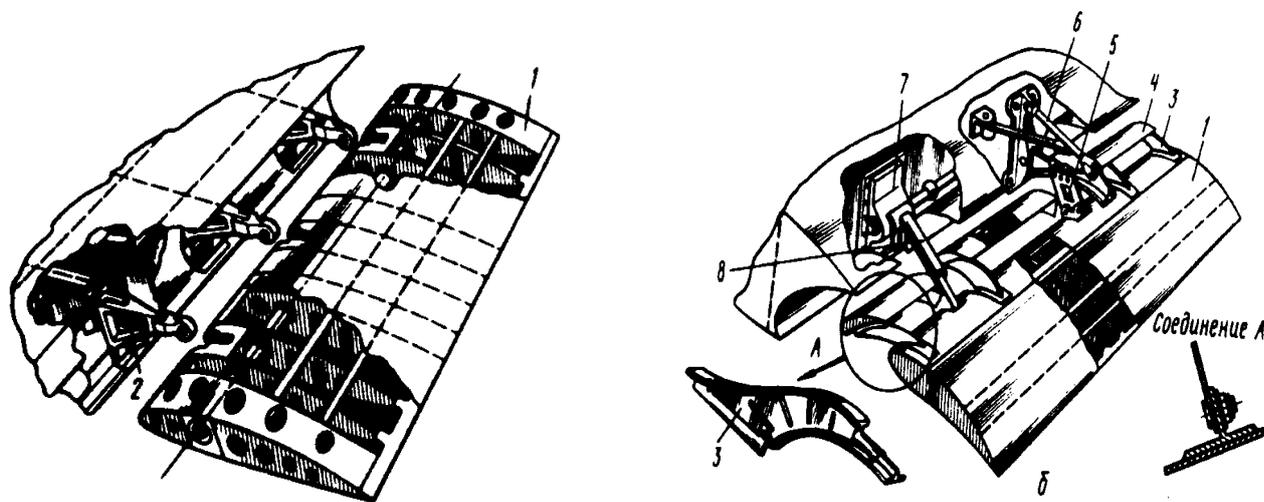


Рис. 15.4. Конструкция поворотного (а) и выдвижного (б) закрылков

Конструкция состоит из каркаса и обшивки. Каркас обычно состоит из одного лонжерона (иногда трубчатого сечения для восприятия M_k), стрингеров и нервюр. На лонжероне устанавливают узлы навески закрылка и управления. Задняя часть закрылка может иметь сотовую конструкцию, что повышает его жесткость и уменьшает массу. Навеска такого закрылка осуществляется при помощи кронштейнов, устанавливаемых на стыках усиленных нервюр и заднего лонжерона (задней стенки) крыла.

Конструкция щелевого закрылка с дефлектором (рис. 15.4, б) включает конструкцию собственно закрылка, дефлектора, кареток и подъемников. *Дефлектор* - это профилированная часть закрылка, установленная неподвижно перед носком закрылка и образующая щель перед ним. При отклонении закрылка между хвостовой частью крыла, дефлектором и закрылком образуется двойная профилированная щель, чем в значительной степени и объясняется высокая эффективность таких закрылков и возможность получения высоких значений $c_{ya\ max}$.

Гасители подъемной силы (тормозные щитки) и интерцепторы - подвижные части крыла в виде профилированных щитков (пластин), расположенные на верхней поверхности крыла впереди закрылков и служащие для управления подъемной силой (рис. 15.5). Они имеют сходную конструкцию и при выпуске отклоняются вверх, вызывая срыв потока (рис. 15.5, а), падение подъемной силы и увеличение сопротивления, а в убранном положении - утоплены в крыло.

При включении гасители подъемной силы (тормозные щитки) отклоняются вверх симметрично на обеих половинах крыла, а при включении интерцепторов вверх отклоняется интерцептор только той половины крыла, в сторону которого надо создать крен.

На рис. 15.5, б, в, г показана типовая конструкция гасителя подъемной силы и интерцептора самолета Ил-86, каждый из которых состоит из нескольких секций. Основу силовой конструкции каждой секции составляют две панели 1, состыкованные со средним кронштейном 4. Панель состоит из лонжерона и двух торцевых нервюр 6 швеллерного сечения, верхней и нижней обшивок, хвостового стрингера 7, сотового металлического заполнителя, диафрагм 3 в носовой части и профиля герметизации. На кронштейне 4 имеется ушко 9 (рис. 15.5, г) для навески секции на кронштейн 10 на заднем лонжероне крыла 8 и проушина 12 для крепления гидроцилиндра 11. Дополнительные узлы навески интерцептора (узлы 5 и 2 на лонжероне крыла 8) находятся на двух торцевых усиленных нервюрах 6 интерцептора.

Щитки легких маневренных самолетов на верхней и нижней поверхностях крыла связаны синхронизирующей тягой 13 и выпускаются в поток силовым цилиндром 14.

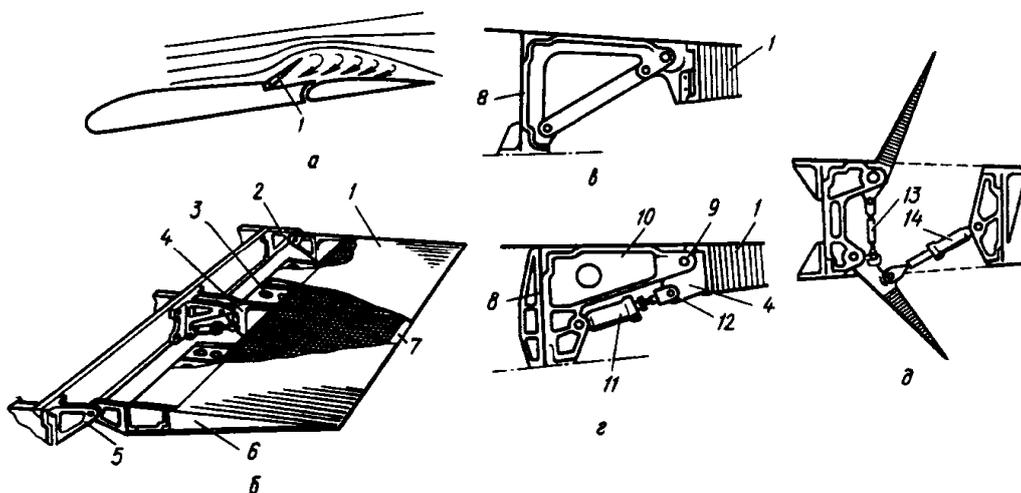


Рис. 15.5. Конструкция гасителя подъемной силы (тормозного щитка) и интерцептора

Механизация носовой части крыла предназначена для затягивания срыва обтекающего крыло потока на большие углы атаки и увеличения вследствие этого значений $c_{y_{max}}$. К средствам механизации носовой части крыла, получившим наибольшее распространение, относятся такие подвижные части крыла как предкрылки и отклоняемые носки (рис. 2.45).

Предкрылки - профилированная подвижная часть крыла, расположенная в носовой его части (рис. 15.6, а, б, в, е). При выпуске предкрылков *1* в полете между ними и носовой частью крыла *б* образуется профилированная щель, обеспечивающая более устойчивое обтекание крыла на больших углах атаки. Предкрылки на каждом полукрыле состоят из нескольких секций, соединяющихся с каркасом крыла либо посредством рельсов и винтовых механизмов, соединённых с трансмиссией (рис. 15.6, а, б), либо с помощью кронштейна *12* на предкрылке и кулисного механизма *11* в носовой части крыла *б* (рис. 15.6, в).

Конструкция каждой секции предкрылка *1*, изображенного на рис. 15.6, а, б, состоит из лонжерона *3*, стрингеров, нервюр *4* и диафрагм *12*, обшивки, рельсов *5* и кареток с роликами *8*, а также кронштейнов *7* крепления винтовых подъемников и рельсов. При работе трансмиссии ее механизмы (винтовые подъемники) перемещают предкрылок рельсами по кареткам *8*, закрепленным на переднем лонжероне *9* крыла. В убранном и выпущенном положениях предкрылок фиксируется тормозом трансмиссии. Приводом для предкрылка служит тяга *10* от силового цилиндра.

Для обеспечения высокого качества поверхности носка крыла стыки между секциями предкрылка герметизируются лентами и накладками, регулируется положение роликов, по которым движется рельс, и само место крепления предкрылка к рельсу, осуществляется подтяг предкрылков к крылу в убранном положении. Однако из-за разного прогиба крыла и предкрылков трудно устранить уступчатую щель между предкрылком и носком крыла в убранном положении. Это увеличивает значение c_{xa} и снижает аэродинамическое качество.

На маневренных самолетах предкрылок может быть монолитной конструкции (рис. 15.6, е) или состоять из обшивки, продольных ребер жесткости и нервюр, системы рельс – каретка (по аналогии с конструкцией, показанной на рис. 15.6, б) и тяги от силового цилиндра.

Отклоняемые носки применяют на самолетах с малой относительной толщиной крыла и тонкой передней кромкой, затрудняющей размещение механизмов. Они дают меньший прирост $\Delta C_{y_{max}}$ чем предкрылки.

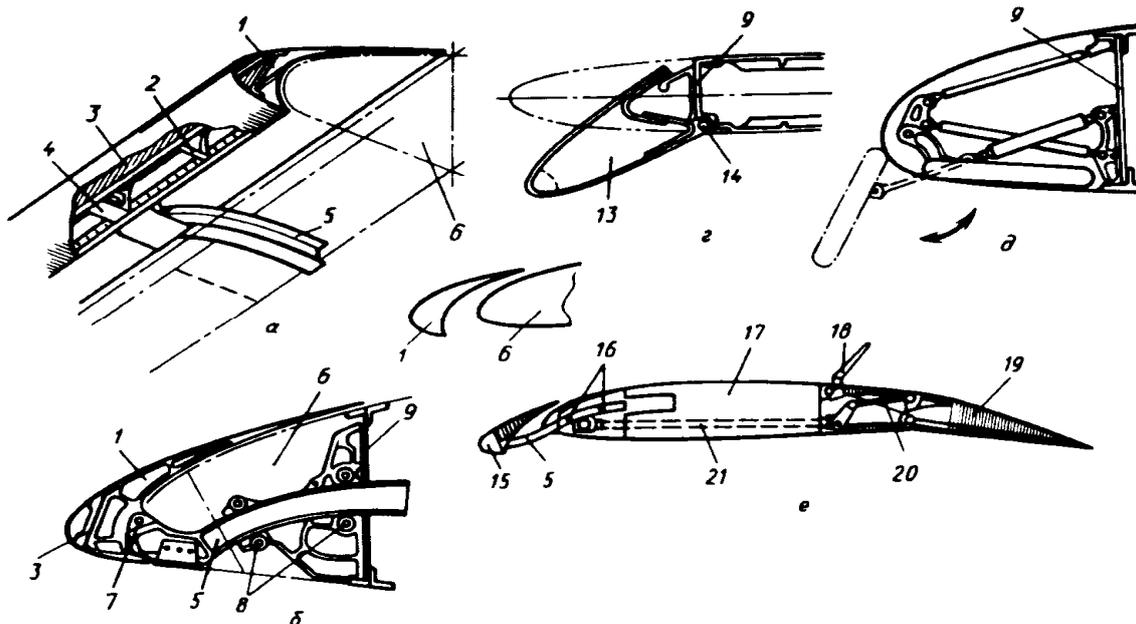


Рис. 15.6. Конструкция элементов механизации передней кромки крыла

Конструкция носка 13 показана на рис. 15.6, з. Он отклоняется относительно шарниров 14, установленных на нижнем поясе переднего лонжерона крыла 9 или передней стенки. При повороте носка относительно оси его верхняя кромка скользит по специальному профилю, закрепленному на крыле, чем предотвращается образование щели. Применение гибкой обшивки из стекловолокна позволяет упростить конструкцию отклоняемого носка.

Щитки Крюгера (рис. 15.6, д) устанавливаются в корневой части крыла на его носке. Применяются они в сочетании с предкрылками на стреловидных крыльях для предотвращения выхода самолета на закритические углы атаки. Щитки Крюгера обеспечивают безотрывное обтекание крыла только до определенного угла атаки, после чего начинается резкий срыв потока.

На рис. 15.6, е показано сечение крыла 17 маневренного самолета, в носовой части которого на рельсах 5 и каретках 16 установлен предкрылок 15, а в хвостовой части крыла – поворотный закрылок 19. Предкрылок и закрылок связаны тягой 21 и рычажным механизмом 20 для синхронного отклонения, что важно не только на взлетно-посадочных режимах, но и для повышения маневренности.

В убранном положении средства механизации *нагружаются как части крыла*. Величина расчетной воздушной нагрузки для отклоненных в рабочее положение средств механизации устанавливается нормами прочности и выбирается для каждого из них как наибольшая для разных режимов полета.

3. Элероны — подвижные части крыла, расположенные у задней кромки крыла на его концах и отклоняемые одновременно в противоположные стороны (один элерон - вверх, другой элерон - вниз) для создания крена (рис.15.7). Они предназначены для управления самолетом относительно его продольной оси X.

Требования к элеронам, кроме общих для всех агрегатов самолета требований, включают обеспечение эффективного управления на всех режимах полета самолета, предусмотренных ТТТ. Удовлетворение этого основного требования достигается: исключением заклинивания элеронов при изгибе крыла в полёте; весовой балансировкой элеронов; уменьшением шарнирных моментов; уменьшением дополнительных сопротивлений в отклонении и убранном положениях; уменьшением момента рыскания при отклонении элеронов и др.

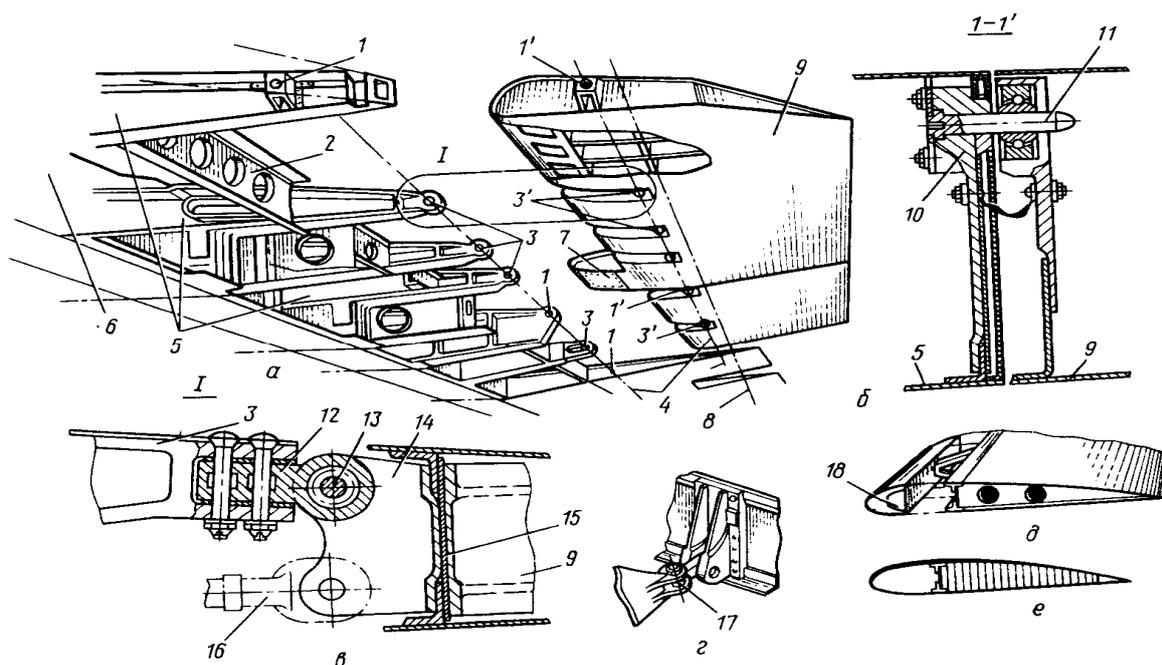


Рис. 15.7. Конструкция элеронов и узлов их навески.

Элероны, как и другие органы управления, самолетом (рули высоты и рули направления), по внешним формам и конструкции (по силовым элементам, образующим силовую схему, их назначению, конструкции и работе при передаче нагрузок) аналогичны крылу (рис. 15.7). Как и конструкция крыла, конструкция элерона состоит из каркаса и обшивки. Каркас состоит из лонжерона, стрингеров, нервюр, диафрагм, усиливающих вырезы в носке элерона (рис. 15.7, а) под узлы крепления и приводы управления, устанавливаемые на лонжероне.

Это узлы с двумя степенями свободы: либо кардан 17 (рис. 15.7, г, либо торцевые узлы 1-1' типа консольного болта 11 (рис. 15.7, б), ось которых совпадает с осью вращения элерона 4 и вдоль оси которых элерон может свободно перемещаться. Элероны 9, навешанные серьгами навешиваются на кронштейны 1, 3, установленных на стыках хвостовых частей усиленных нервюр 5 крыла, заднего лонжерона крыла 6 и балки 2 хвостовой части крыла. Слева на рис. 15.7, б показан кронштейн 10 на усиленной нервюре 5 крыла, в гнезде которого (узел 1) закреплён болт 11.

Три близко расположенных кронштейна с узлами 3 на крыле и три средних узла навески 3' на элероне имеют только одну степень свободы и фиксируют положение элерона относительно крыла. Эти узлы на элероне (рис. 15.7, в) выполнены в виде кронштейнов 14 с двумя проушинами, закреплённых на лонжероне элерона 15. Верхними проушинами 13 элерон с помощью промежуточных серёг 12 навешивается на кронштейны 3 крыла, а к нижним проушинам крепятся приводы 16 управления элеронами. На двух усиленных нервюрах, повышающих жёсткость на кручение элерона, впереди его носка установлен сосредоточенный балансировочный груз 7 (рис. 15.7, а), обеспечивающий 100-процентную весовую балансировку элерона.

Задача весовой балансировки элерона часто решается расположением в его носке распределённого по размаху груза (металлического прутка 18).

Аэродинамическая компенсация применяется для уменьшения шарнирных моментов в системе управления элеронами (рулями). На современных самолётах получили распространение осевая компенсация, внутренняя компенсация с мягкой диафрагмой и сервокомпенсация (рис. 15.8).

Сервокомпенсация осуществляется за счёт различных видов сервокомпенсаторов. *Сервокомпенсатор* – часть поверхности элерона (руля) у задней кромки, кинематически связанная с крылом (стабилизатором, килем) тягой 13 (рис. 15.8, в) таким образом, что при отклонении элерона (руля) 5 она отклоняется в противоположную сторону, уменьшая за счёт силы $Y_{ск}$ и момента от этой силы шарнирный момент $M_{ш}$.

При малых усилиях на рычагах управления (малы значения q и δ) система элерон-сервокомпенсатор работает как единое целое (усилия на пружину 10 меньше, чем усилия её предварительной затяжки). С ростом q и δ возрастают усилия в системе управления (в том числе и в тяге 11). Когда усилия на пружину станут больше, чем усилия её предварительной затяжки, двуплечий рычаг 12 повернётся и через тягу 13 отклонит сервокомпенсатор 9 в сторону, противоположную отклонению элерона 5, уменьшая значения $M_{ш}$. Такой компенсатор называется *пружинным компенсатором*. Кроме того, сервокомпенсатор может послужить причиной возникновения опасных вибраций (особенно при недостаточной затяжке пружин 10 и плохой регулировке длины тяги 13). Конструкция сервокомпенсатора подобна конструкции триммера, назначение и конструкция которого рассмотрены ниже.

Триммер (поз. 1, рис. 15.8, а) - вспомогательная рулевая поверхность, расположенная в хвостовой части элерона (руля) 5 и предназначенная для уменьшения (снятия) усилия на рычагах управления самолетом при изменении режима полета.

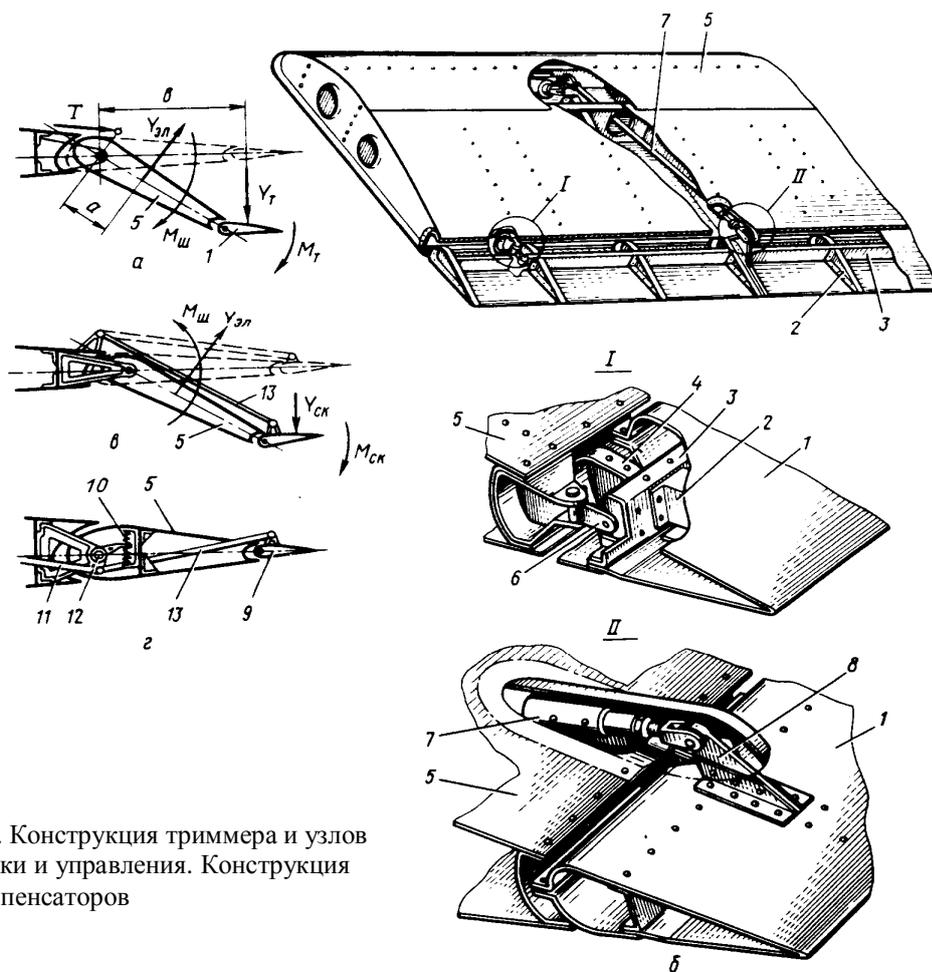


Рис. 15.8. Конструкция триммера и узлов его навески и управления. Конструкция сервокомпенсаторов

Конструкция триммера типична для рулевой поверхности, в том числе и для сервокомпенсатора, и состоит из каркаса и обшивки. Каркас состоит из лонжеронов 3, нервюр 2, диафрагм 4, узлов навески 6, кронштейна с проушиной 8 для тяги управления 7. Для легких маневренных самолетов конструкция триммера может быть выполнена из магниевого литья в виде двух склепанных половин, разрезанных по хорде. Внутри для облегчения удален ненужный (по условиям обеспечения прочности) материал.

Ключевые слова

Механизация крыла, взлётно-посадочная характеристика, коэффициент подъемной силы, щитки, закрылка, предкрылка, тормозной щиток, интерцептор, щелевой закрылок, отклоняемый носок, каретка, дефлектор, монорельс, предкрылки, отклоняемые носки, элероны, профилированная щель, триммер, аэрокомпенсация.

Вопросы для самопроверки:

1. Что относится к механизации крыла?
2. Чем связана механизация крыла и ВПХ?
3. Какие органы механизации для чего служат?
4. Перечислите внутренние элементы конструкции механизации крыла?
5. Для чего предназначено предкрылка крыла самолета?
6. В каких случаях применяют отклоняемые носки?
7. Назначение элерона?
8. Что такое аэрокомпенсация?

Лекции № 16

Оперение.

План

1. Назначение оперения и требования к нему.
2. Схемы и параметры оперения.
3. Нагрузки, действующие на оперение.
4. Работа оперения под нагрузкой. Конструкция и компоновка оперения

1. Назначение оперения и требования к нему.

Оперение - это несущие поверхности, являющиеся органами устойчивости и управляемости самолета. Оно состоит из горизонтального и вертикального оперения.

Горизонтальное оперение (ГО) предназначено для обеспечения продольной, а вертикальное оперение (ВО) - путевой устойчивости и управляемости самолета. Эти задачи решаются образованием на оперении переменных по величине и направлению аэродинамических сил, необходимых для обеспечения заданных режимов полета.

Основное требование к оперению - эффективность оперения - зависит от скоростного напора, площади оперения, его форм и расположения, жесткости оперения и жесткости опор, к которым оно крепится. Обеспечение высокой эффективности оперения для получения необходимых характеристик устойчивости и управляемости самолета на всех режимах полета, определяемых ТТТ к самолетам в зависимости от их назначения и условий применения, при наименьшей массе оперения является основным требованием к оперению. Выполнение этого требования достигается, прежде всего, выбором рациональных форм, значений параметров и расположения оперения.

2. Схемы и параметры оперения.

На рис. 16.1, *а, б*, показаны внешний вид оперения нормальной и *T*-образной схем, состоящего из неподвижного *1* или переносного *5* (с изменяемым в полёте углом установки) стабилизатора с рулями высоты (РВ) *2* и неподвижного киля *3* с рулём направления (РН) *4*. Эти схемы оперения характерны для большинства современных самолётов с дозвуковой скоростью полёта. На самолётах со сверхзвуковой скоростью полёта из-за недостаточной эффективности РВ при полёте на сверхзвуковой скорости применяют цельноповоротное горизонтальное оперение (ЦПГО) *б* без РВ (рис. 16.1, *в*).

Для повышения эффективности ВО применяются подфюзеляжные кили *7* (рис. 16.1, *в*), включающие в работу фюзеляж в районе ВО. Применение таких килей снижает влияние на путевую устойчивость затенения ВО крылом и фюзеляжем на больших углах атаки. Повышает эффективность ВО и форкиль *8* (рис. 16.1, *в*).

Расположение частей оперения существенно влияет на эффективность и массу оперения. Для ГО требование о рациональном расположении частей оперения может быть удовлетворено либо выносом ГО вниз (рис. 16.2., *а*) или вверх от спутной струи (*T*-образное оперение, рис. 16.2, *б*), либо расположением ГО перед крылом (схема "утка", рис. 16.2, *в*), либо применением схемы "летающее крыло" или "безхвостка" вообще без ГО (рис. 16.2, *г*).

При расположении ГО впереди крыла (схема "утка") нет его затенения. В такой схеме можно получить выигрыш за счёт уменьшения площади крыла и его массы, так как подъёмная сила крыла $Y_{кр}$ при балансировке самолёта складывается с силой $Y_{уп}$ на ГО, действующей в ту же сторону, что и $Y_{кр}$, и поэтому $Y_{кр}$ меньше веса самолёта (рис. 16.3).

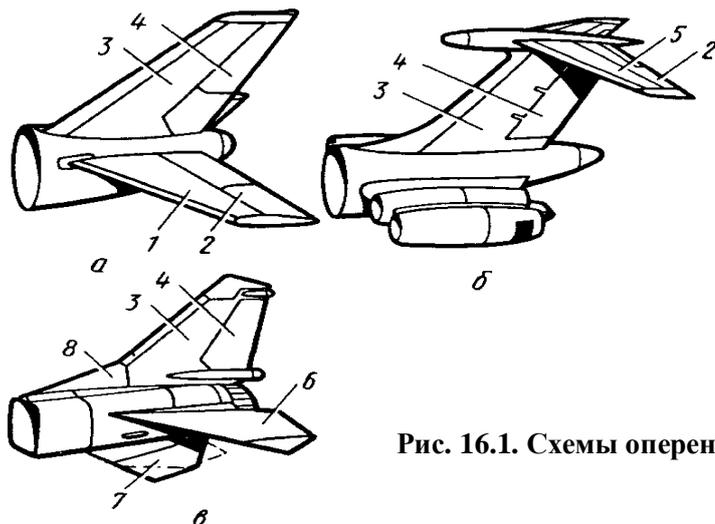


Рис. 16.1. Схемы оперения

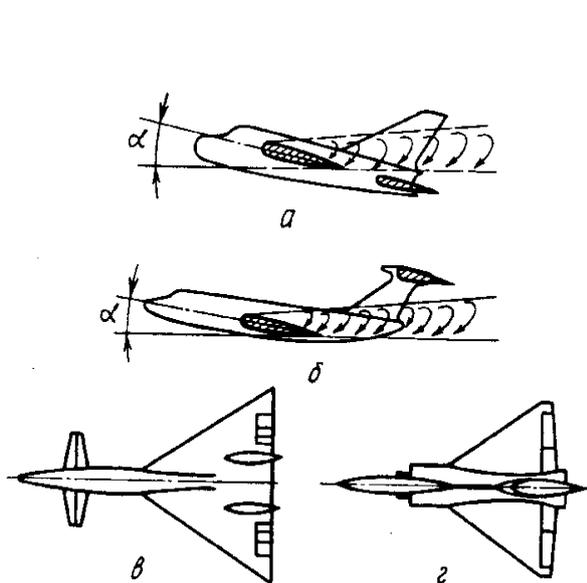


Рис. 16.2. Аэродинамические схемы самолёта с различным расположением ГО

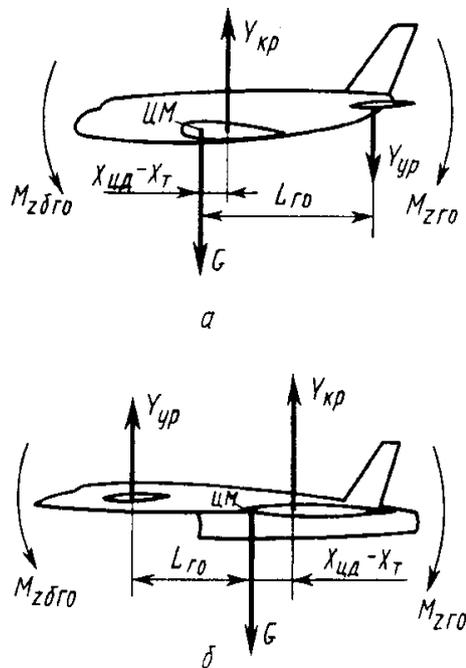


Рис. 16.3. Схема сил, действующих на самолёт при разном расположении ГО

В схеме “утка” можно получить выигрыш в аэродинамическом качестве. Однако затенение крыла впереди расположенным ГО и большие погребные значения c_{ya} на взлётно-посадочных режимах, а иногда и большие потери на балансировку снижают преимущества такой схемы (рис. 16.3, а) и схемы “утка” (рис. 16.3, б) при выполнении условий равновесия: $\Sigma Y = 0$, $\Sigma M_Z = 0$.

Параметры, характеризующие ГО и ВО как несущие поверхности, в основном те же, что и для крыла (λ , χ , η , \bar{c}), а также площади в относительных величинах: $\bar{S}_{го} = S_{го}/S$ и $\bar{S}_{рв} = S_{рв}/S_{го}$; $\bar{S}_{во} = S_{во}/S$ и $\bar{S}_{рн} = S_{рн}/S_{во}$, где S — площадь крыла. Ниже приведены статистические данные по значениям этих параметров.

Для ГО: $\lambda_{го} = 2,0 \dots 4,5$ (меньшее значение для скоростных самолетов с малым удлинением крыла, большее — для нескоростных самолетов с большим удлинением крыла); $\eta_{го} = 2,0 \dots 3,5$; $\chi_{го} = 0 \dots 60^\circ$; $\bar{c}_{го} = 4 \dots 10 \%$; $S_{го} = 0,15 \dots 0,30$; $S_{рв} = 0,2 \dots 0,4$.

Для ВО: $\lambda_{\text{во}} = 0,8...1,2$; $\eta_{\text{во}} = 2,0...3,5$ (для Т-образного оперения $\eta_{\text{во}} \cong 1,0$); $\chi_{\text{зо}} = 0...60^\circ$; $\bar{c}_{\text{во}} = 4...8\%$; $\bar{s}_{\text{во}} = 0,08...0,2$; $\bar{s}_{\text{рн}} = 0,2...0,45$.

3. Нагрузки, действующие на оперение.

Нагрузками на ГО являются распределенные аэродинамические и массовые силы. Аэродинамическая нагрузка на ГО складывается из уравнивающей нагрузки $Y_{\text{ур}}^{\text{э}}$, обеспечивающей равновесие самолета при его полете с постоянной перегрузкой (рис. 16.3), маневренной нагрузки $Y_{\text{ман}}^{\text{э}}$, возникающей на ГО при отклонении рулей на величину большую, чем это необходимо для уравнивания самолета на определенном режиме, и нагрузки при полёте в неспокойном воздухе $Y_{\text{б}}^{\text{э}}$ как приращение нагрузки при действии порыва ветра.

Аэродинамическая нагрузка распределяется в соответствии с результатами продувок или рекомендациями “Норм прочности”. Распределенная нагрузка по размаху стабилизатора

$$q_{\text{см}} = Y_{\text{см}} f b_{\text{см}} / S_{\text{см}},$$

а руля высоты

$$q_{\text{РВ}} = Y_{\text{РВ}} f b_{\text{РВ}} / S_{\text{РВ}}$$

Величину расчетной уравнивающей нагрузки

$$Y_{\text{ур}}^{\text{р}} = Y_{\text{ур}}^{\text{э}} f$$

можно определить, используя условие равновесия

$$M_{\text{збзо}} = M_{\text{зо}}, \text{ (рис. 16.3)}$$

где $M_{\text{збзо}}$ – момент относительно оси Z для расчетного случая без ГО.

Расчетная нагрузка при неспокойном воздухе:

$$Y_{\text{б}}^{\text{р}} = Y_{\text{ур}}^{\text{р}} + Y_{\text{б}},$$

где $Y_{\text{ур}}$ – уравнивающая нагрузка на ГО в горизонтальном полете со скоростью V ; $Y_{\text{б}}$ – приращение нагрузки на ГО от порывов ветра.

Нагрузки ВО определяются аналогично нагрузкам ГО. Здесь для самолётов с несколькими двигателями могут быть особые случаи нагружения, например, при остановке двигателей по одну сторону от плоскости симметрии самолёта. Возникающий момент M_y относительно оси Y из-за остановки двигателей парируется в основном ВО, на котором должна возникнуть сила $P_{\text{ВО}} = M_y / L_{\text{ВО}}$.

Работа стабилизатора под нагрузкой, состоящего из двух половин, и киль (рис. 16.1, а, б) представляют собой консольные балки, а неразъёмный стабилизатор – двухопорную балку с консолями (рис. 16.1, б). Они нагружены распределённой аэродинамической нагрузкой и сосредоточенными силами в узлах навески рулей. От этой нагрузки в силовых элементах стабилизатора и киля возникает перерезывающая сила Q , изгибающий M и крутящий M_k моменты. Поэтому нагружение силовых элементов стабилизатора и киля и их работа под нагрузкой при передаче сил на опоры (узлы крепления) аналогичны нагружению и работе под нагрузкой силовых элементов крыла.

4. Работа оперения под нагрузкой. Конструкция и компоновка оперения

4.1. Конструкция ГО, как было сказано выше, бывает различных конструктивных схем. Рассмотрим конструкцию ГО на примере *стреловидного Т-образного оперения*. Стабилизатор двухлонжеронной конструкции (рис.16.4, а), состоящий из двух стреловидных консолей, состыкованных между собой по опорным нервюрам б накладками

4 по переднему и заднему лонжеронам 2. Каждая консоль, кроме этого, включает: силовые нервюры 3 (по числу узлов навески РВ) и обычные нервюры, концевой обтекатель, съемный носок 1 с против-обледенительным устройством, верхние и нижние панели 7, хвостовую часть 11 и кронштейны 10 навески РВ. Конструкция основных силовых элементов - типовая для несущих поверхностей. Опорная и силовые нервюры имеют более мощные пояса, и их стенки подкреплены стойками. Опорная нервюра связана с лонжеронами посредством фитингов и накладок. Стенки силовых нервюр 3 у заднего лонжерона подкреплены листовыми накладками 19 и имеют фитинги, к которым через пояса заднего лонжерона крепятся штампованные кронштейны навески 10 РВ.

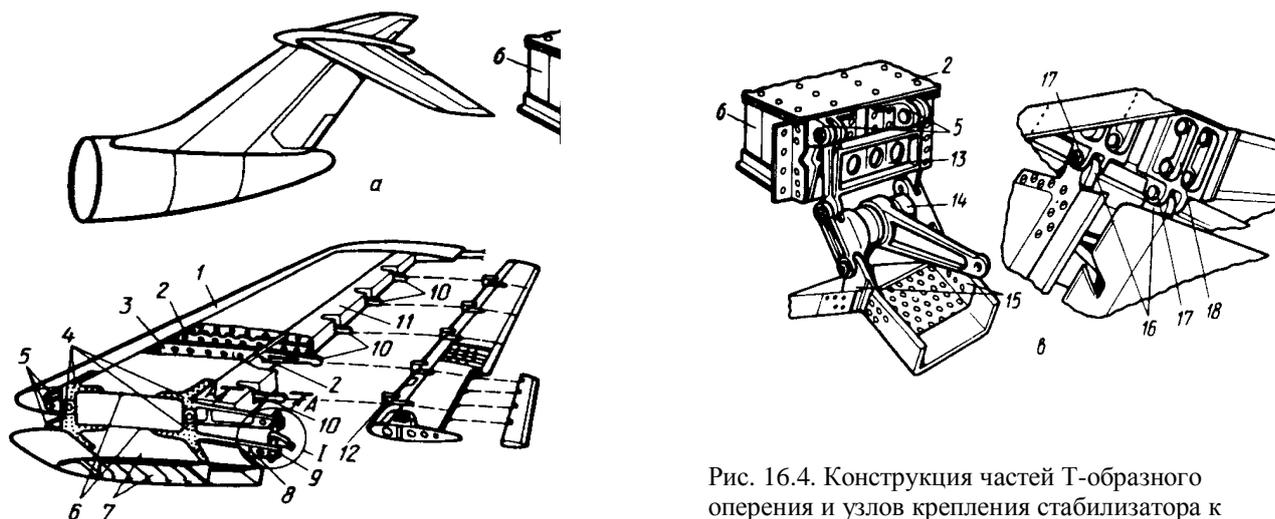


Рис. 16.4. Конструкция частей Т-образного оперения и узлов крепления стабилизатора к килю, рулей к кронштейнам их навески киле

В передней части стабилизатора на лонжеронах установлены кронштейны 5 для крепления серьги управления стабилизатором 13, а на хвостовых частях нервюр 8 – кронштейны подвески карданного вала 9.

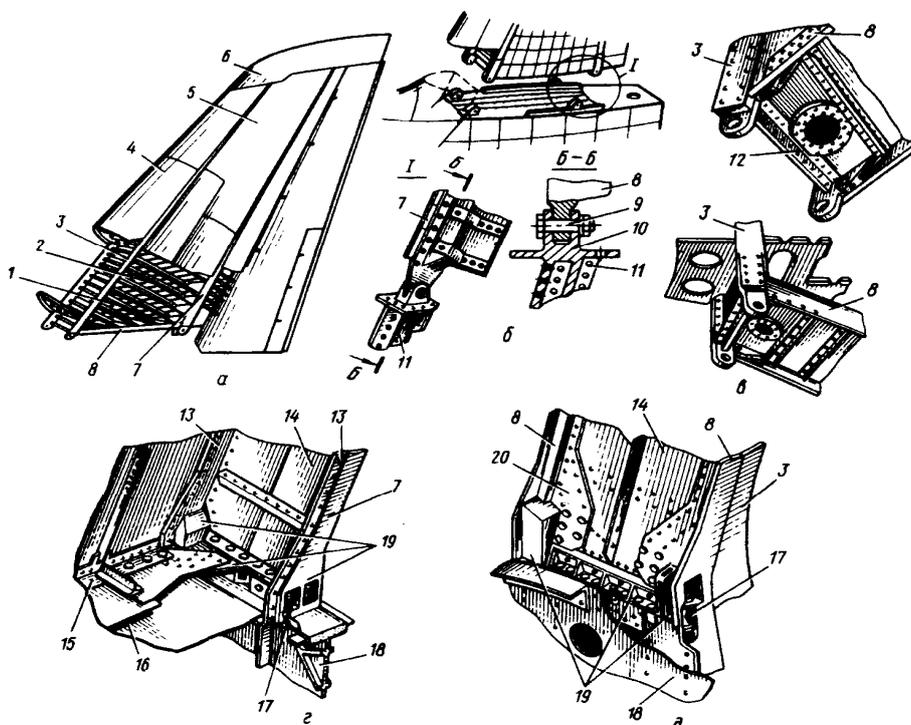


Рис. 16.5. Конструкция киле и узлов его крепления к фюзеляжу

При креплении стабилизатора к киле фитинги с проушинами 15 переднего лонжерона киле соединяются с кронштейнами 5 на опорных нервюрах 6 у передних

лонжеронов консолей стабилизатора посредством серьги 13 и качалки с рычагом управления стабилизатором 14. Фитинги с проушинами 16 заднего лонжерона кия соединяются с кронштейнами-коробками 18 заднего лонжерона стабилизатора посредством болтов 17, являющихся прикреплённой к стабилизатору, обеспечивает плавный переход стабилизатора на киль.

4.2. Конструкция *обычного стреловидного ВО* показана на рис. 3.5, состоящего из кия и руля направления (РН). Киль стреловидный двухлонжеронный конструкции, состоящий из лонжеронов 3 и 7, бортовой 8, корневой 1 и обычных 2 нервюр, панелей 5, съёмного носка 4, концевого обтекателя 6.

Наиболее простой вариант конструктивного выполнения узла крепления кия к фюзеляжу показан на рис. 16.5, состоящий из кронштейнов с проушинами на поясах лонжеронов двухлонжеронного кия и ответных кронштейнов с проушинами на шпангоутах фюзеляжа. Здесь: на виде 1 и сечении Б-Б показан узел на верхней части силового шпангоута 11 и заднем лонжероне кия 7; 8 – фитинг с проушиной на лонжероне 7; 9 – болт; 10 – фитинг с проушиной на шпангоуте 11.

4.3. Схема *V-образного оперения* состоит из двух симметрично расположенных несущих поверхностей, выполняющих задачи горизонтального и вертикального оперений одновременно, т.е. на каждый из них есть стабилизирующие неподвижные части и подвижные управляющие части – рули. При отклонении обоих рулей только вверх или только вниз они действуют как РВ (см. схему сил на рис. 16.6, а), а при отклонении рулей в разные стороны они действуют как РН (см. схему сил на рис. 16.6, б).

Конструкция самих несущих поверхностей V-образного оперения и их силовых элементов определяются принимаемой КСС и в принципе не отличаются от рассматриваемых для крыла и других схем оперения.

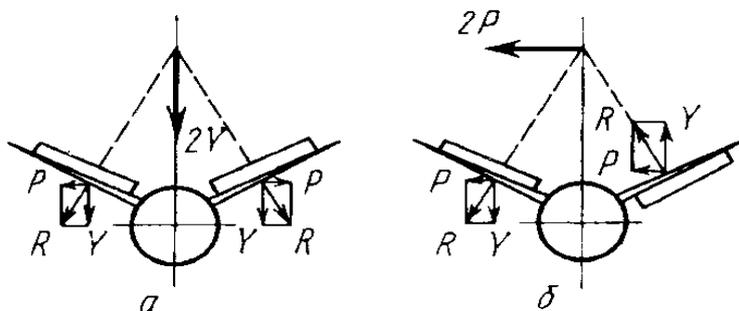


Рис. 16.6. V-образное оперение. Схема сил на оперении при симметричном и антисимметричном отклонении рулей

Ключевые слова

Оперение, горизонтальное оперение, вертикальное оперение, киль, стабилизатор, цельноповоротное горизонтальное оперение, РН – руль направление, РВ – руль высоты, стабилизатор, киль, рычаг управления ЦПГО, вилка, противообледенительное устройство.

Вопросы для самопроверки:

1. Назначение оперения?
2. Какие требования предъявляются к оперению самолета?
3. Из каких элементов состоит ГО и из каких состоит ВО?
4. Какие нагрузки действуют на оперению самолёта?
5. Из чего состоит конструкция ГО?
6. Из чего состоит конструкция ВО?
7. Особенность конструкции ЦПГО?
8. Когда применяется Т – образное оперение?

Лекция № 17

Фюзеляж самолета.

План

1. Назначение фюзеляжа и требования к нему.
2. Внешние формы и параметры фюзеляжа.
3. Основные нагрузки, действующие на фюзеляж. Уравновешивание фюзеляжа.
4. Конструктивно-силовые схемы фюзеляжей.
5. Назначение и конструкция основных силовых элементов фюзеляжа.
6. Кабины фюзеляжа.
7. Система жизнеобеспечения.

1. *Фюзеляж самолета* предназначен для размещения экипажа, оборудования и целевой нагрузки. В фюзеляже может размещаться топливо, шасси, двигатели. Являясь строительной основой конструкции самолета, он объединяет в силовом отношении в единое целое все его части (рис. 17.1).

Относительная (по отношению к массе самолета) масса фюзеляжа

$$\bar{m}_\phi = 0,08... 0,15$$

Основным требованием к фюзеляжу является выполнение им своего функционального назначения в соответствии с назначением самолета и условиями его использования при наименьшей массе конструкции фюзеляжам. Выполнение этого требования достигается:

- выбором таких внешних форм и значений параметров фюзеляжа, при которых получаются минимальное его лобовое сопротивление и наибольшие полезные объемы при определенных габаритах;

- использованием несущих фюзеляжей, создающих значительную (до 40%) подъемную силу в интегральных схемах самолета. Это позволяет уменьшить площадь крыла и снизить его массу;

- рациональным использованием полезных объемов за счет повышения плотности компоновки, а также за счет более компактного размещения грузов вблизи ЦМ. Последнее способствует уменьшению массовых моментов инерции и улучшению характеристик маневренности, а сужение диапазона изменения центровок при различных вариантах загрузки, выгорании топлива, расходе боеприпасов обеспечивает большую стабильность характеристик устойчивости и управляемости самолета;

- согласованием силовой схемы фюзеляжа с силовыми схемами присоединенных к нему агрегатов. При этом необходимо обеспечить: надежное крепление, передачу и уравновешивание нагрузок от силовых элементов крыла, оперения, шасси, силовой установки на силовых элементах фюзеляжа; восприятие массовых сил от целевой нагрузки, оборудования и от конструкции фюзеляжа, а также от аэродинамической нагрузки, действующей на фюзеляж, и нагрузки от избыточного давления в гермокабине.

Должно быть обеспечено удобство подходов к различным агрегатам, размещенным в фюзеляже, для их осмотра и ремонта; удобство входа и выхода экипажа и пассажиров, выброса десантников и вооружения, удобство погрузки, швартовки и выгрузки предназначенных для перевозки грузов. Пассажирам и экипажу должны быть обеспечены необходимые жизненные условия и определенный уровень комфорта при полете на большой высоте и возможность быстрого и безопасного аварийного покидания самолета, экипажу - хороший обзор.

К основным требованиям (как и для остальных агрегатов самолета) относится обеспечение достаточных прочности и жесткости конструкции фюзеляжа при минимальной ее массе, высокой технологичности конструкции, а для военных самолетов - еще и высокой боевой живучести.

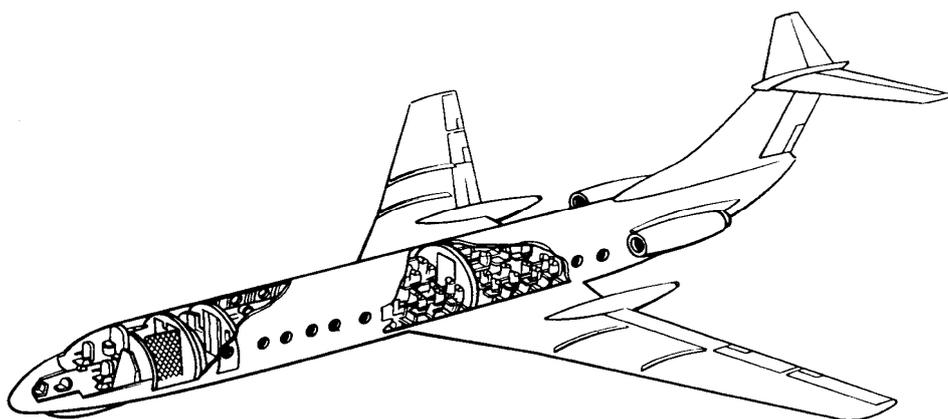


Рис. 17.1. Общий вид, конструкция и компоновка фюзеляжа

2 Внешние формы и параметры фюзеляжа.

Внешние формы фюзеляжа характеризуются формой поперечного сечения и видом фюзеляжа сбоку. Формы поперечного сечения фюзеляжа зависят от назначения и условий применения самолета и его компоновки (рис. 17.2).

Наибольшее распространение получили круглая форма 1 поперечного сечения фюзеляжа и формы 2 и 3, составленные из двух пересекающихся окружностей разных диаметров. Это объясняется тем, что фюзеляж с круглой формой поперечного сечения имеет меньшую поверхность при заданном объеме и, следовательно, меньшее сопротивление трения. Кроме того, обшивка фюзеляжа круглого сечения при избыточном внутреннем давлении работает только на растяжение, не испытывая изгибных напряжений.

Фюзеляжи с формами сечений 2 и 3 занимают промежуточное положение: у них меньшее сопротивление трения, чем при других формах 4...7, но в месте пересечения окружностей они от избыточного давления Δp нагружаются изгибом. Если эти места на противоположных бортах фюзеляжа соединить горизонтальными жесткостями (например, балками пола), то они разгрузят фюзеляж от изгиба, а сами будут работать на растяжение или сжатие.

Фюзеляж с прямоугольными формами сечений типа 5, 6, 7 с овальными сводами удобнее для размещения грузов (особенно в контейнерах). Такие фюзеляжи создают большее аэродинамическое сопротивление и они нагружались бы изгибом, если бы использовались для высотных полетов с избыточным давлением внутри фюзеляжа. И, наконец, эллиптическое сечение 4. Оно имеет меньшее сопротивление и удобнее для более полного использования внутренних объемов.

На рис. 17.2, *г* показаны поперечные сечения фюзеляжа самолёта F-4. Их "нетипичность" определяется размещением в фюзеляже двух двигателей (сечения 11 и 12) и воздухозаборников (сечение 10). Формы сечений 8 и 9 обеспечивают лётчику лучший обзор.

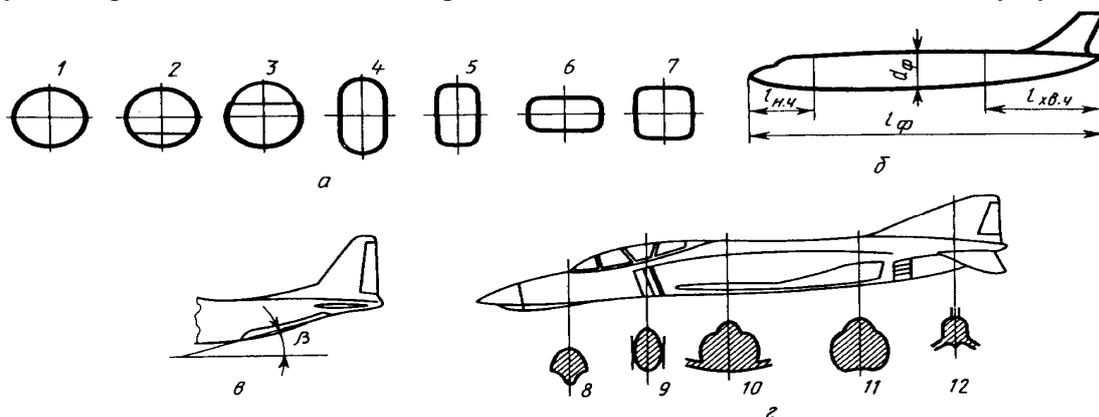


Рис. 17.2. Формы поперечных сечений фюзеляжа, параметры и формы его носовой и хвостовой частей

Вид фюзеляжа сбоку определяется назначением самолета, требованием наименьшего сопротивления, конкретным размещением в данном фюзеляже экипажа, оборудования и целевой нагрузки, а также формой в плане крыла, схемой и расположением оперения, силовой установки и т.д. Требованию наименьшего сопротивления соответствует фюзеляж в виде осесимметричного тела с плавным сужением в носовой и хвостовой частях.

Основными геометрическими параметрами фюзеляжа (рис. 17.2, б) являются: l_ϕ - длина, d_ϕ - диаметр, $l_{н.ч}$ - длина носовой части, $l_{хв.ч}$ - длина хвостовой части. В число параметров фюзеляжа входят также площадь миделевого (наибольшего) сечения – $S_{м.ф}$, удлинение фюзеляжа $\lambda_\phi = l_\phi/d_\phi$ и удлинение носовой и хвостовой частей $\lambda_{н.ч} = l_{н.ч}/d_\phi$ и $\lambda_{хв.ч} = l_{хв.ч}/d_\phi$. При некруглой форме поперечного сечения эквивалентный диаметр фюзеляжа

$$D_{ф.э} = 2\sqrt{S_{м.ф}/\pi},$$

а характерными размерами фюзеляжа будут наибольшие его высота H или ширина B .

Для многих типов самолетов d_ϕ и $S_{м.ф}$ могут определяться однозначно. Например, для истребителей - по размерам двигателя (двигателей), расположенного в фюзеляже, размерам кабины экипажа, для бомбардировщиков - по размерам бомбоотсека, для транспортного самолета - по максимальным габаритам транспортируемых грузов, для пассажирских самолетов - по числу пассажиров в одном ряду и т.д.

Длина фюзеляжа l_ϕ , при определенном значении d_ϕ связана однозначно с удлинением фюзеляжа λ_ϕ . Влияние λ_ϕ на характеристики фюзеляжа противоречиво. С точки зрения строительной механики фюзеляж можно рассматривать как двухопорную балку с двумя консолями. Опоры - узлы крепления крыла к фюзеляжу. Поэтому увеличение длин консолей при увеличении λ_ϕ приводит к увеличению изгибающих моментов на фюзеляже и его утяжелению, но при увеличении λ_ϕ уменьшается сопротивление фюзеляжа. Уменьшение λ_ϕ за счет уменьшения l_ϕ или увеличения d_ϕ приводит к уменьшению нагруженности фюзеляжа и напряжений в его силовых элементах от изгибающего момента, но с увеличением d_ϕ очень быстро растут напряжения в гермокабине от избыточного давления Δp . При достаточном увеличении d_ϕ (5м и более) в пассажирском самолете появляется возможность иметь две палубы для размещения пассажиров.

3. Основными нагрузками, действующими на фюзеляж являются:

- силы, передающиеся на фюзеляж от прикрепленных к нему агрегатов самолета - крыла, оперения, силовой установки, шасси. Эти силы для каждого из случаев нагружения любого из j -х агрегатов самолета будут разными. Поэтому прочность фюзеляжа должна проверяться на все случаи нагружения, определяемые нормами прочности для каждой из частей самолета, крепящихся к фюзеляжу и передающих на него свои нагрузки ;

- вес грузов и агрегатов, расположенных в фюзеляже, а также вес элементов конструкции фюзеляжа. Эти силы P_i для каждого агрегата (груза) определяются с учетом значений перегрузок и коэффициентов безопасности.

- аэродинамические силы (разрежения или давления), распределенные по поверхности фюзеляжа. Эти силы на выступающих частях фюзеляжа могут достигать больших значений (например, над фонарем сила разрежения может достигать 80...10 кН/м). Однако аэродинамические силы практически самоуравновешены в сечениях фюзеляжа и могут являться расчетными для проверки прочности крепления обшивки и крышек люков и лючков к каркасу фюзеляжа. Так, например, для лючка диаметром 250 мм при интенсивности аэродинамической нагрузки 40 кН/м² сила, стремящаяся сорвать лючок,

$$P = (40 \cdot 10^{-4}) \pi 25^2/4 \approx 2 \text{ кН};$$

- силы избыточного давления в герметических кабинах фюзеляжа, каналах воздухозаборников и специальных отсеках. Эти силы являются расчетными для местной прочности фюзеляжа. Избыточное давление Δp в герметических кабинах вентиляционного типа может достигать для военных самолетов 0,03...0,04 МПа, а у пассажирских самолетов - до 0,06...0,07 МПа. В кабинах регенерационного типа $\Delta p = 0,1$ МПа.

Кроме нагрузок, встречающихся при нормальной эксплуатации самолета, нормами прочности рассматриваются также особые случаи, связанные, например, с вынужденной посадкой самолета с убраннным шасси на грунт или воду и др.

Относительное значение перечисленных выше нагрузок определяется назначением самолета и условиями его использования, формой крыла в плане, схемой и формой в плане (сбоку) оперения и т.д., а также тем, в каком положении находится в рассматриваемый период самолет (выполняет маневр, летит горизонтально с установившейся или неустановившейся скоростью, со скольжением или без скольжения, набирает или снижает высоту, взлетает или совершает посадку, рулит и т.д.).

При уравнивании фюзеляжа используется принцип д'Аламбера, в соответствии с которым внешние силы, приложенные к фюзеляжу, и массовые (инерционные) силы должны находиться в равновесии.

На рис. 17.3, а и б показаны силы, действующие на фюзеляж в плоскостях XOY и XOZ . Здесь R_1 и R_2 – реакции в узлах крепления крыла к фюзеляжу на подъемную силу крыла $Y_{кр}$; R'_1 и R'_2 – реакции в узлах крепления киля к фюзеляжу на силу $Y_{ГО}$; R''_1 и R''_2 – реакции в узлах крепления киля на силу $Y_{ВО}$, действующая на ВО.; q_ϕ – распределённая массовая нагрузка от элементов конструкции фюзеляжа.

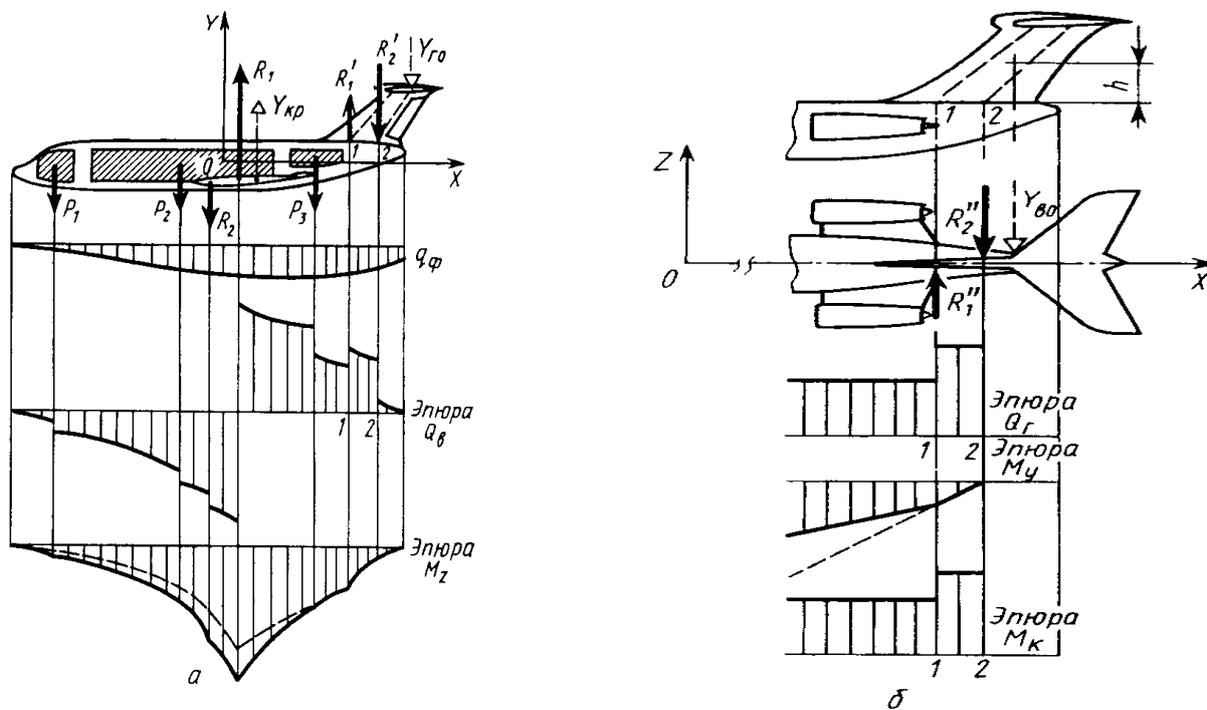


Рис. 17.3. Нагрузки на фюзеляж. Эпюры Q_ϕ , Q_z , M_z , M_y , M_x

Из схемы внешних сил, действующих на фюзеляж, и характера эпюр Q , M_z , M_y и M_x можно установить следующее :

1. Значения реакций в узлах крепления крыла и оперения к фюзеляжу могут быть большими, чем сами значения подъемной силы крыла ($Y_{кр}$) и оперения ($Y_{ГО}$ и $Y_{ВО}$), например, силы $R_1 > Y_{кр}$, $R'_2 > Y_{ГО}$, $R''_2 > Y_{ВО}$ при стреловидном крыле и T-образном стреловидном оперении. В этом случае поперечные нагрузки в сечениях фюзеляжа, где приложены эти силы, превосходят силы, действующие на крыло и оперение, требуя усиления конструкции фюзеляжа и дополнительных затрат массы. В частности, при T-образном стреловидном оперении надо усиливать хвостовую часть фюзеляжа на участке между лонжеронами киля (рис. 17.3, а, б), где значения Q_B и Q_G , значительно большие, чем на прилегающих участках фюзеляжа. На самолетах с нестреловидными крыльями и нормальным стреловидным оперением, у которых проекции ЦД крыла и оперения находятся между узлами крепления

этих агрегатов к фюзеляжу, такого превышения поперечной нагрузки в сечениях фюзеляжа над действующими на крыло и оперение силами нет.

2. Размещение двигателей в хвостовой части приводит к значительному увеличению изгибающего момента M_Z .

3. Увеличение высоты ВО приводит к увеличению значений M_k . На участке между узлами крепления лонжеронов киля с усиленным шпангоутом, где $d_{хв.ч}$ – диаметр хвостовой части фюзеляжа.

4. Аналогичная картина - увеличение M_Z - получается при компоновке фюзеляжа с большим разномом масс относительно ЦМ вдоль оси X, а также при увеличении λ_ϕ при определенном значении d_ϕ .

4. Конструктивно-силовые схемы фюзеляжей и их работа под нагрузкой.

Фюзеляж нагружен в плоскостях XOY и XOZ поперечными силами Q_B и Q_C и изгибающими моментами M_Z и M_Y , а также крутящим моментом M_k . На эти нагрузки хорошо работают жесткие тонкостенные замкнутые оболочки - пространственные балки. Фюзеляжи, выполненные в виде таких балок, называются балочными (рис. 17.4, в, з, д). В этих фюзеляжах оболочки имеют подкрепление в виде каркаса, состоящего из продольных (стрингеры и усиленные стрингеры-лонжероны) и поперечных (нормальные и усиленные шпангоуты) силовых элементов. Подкрепляющий оболочку каркас может включать в себя все эти элементы или часть из них, приводя к большому разнообразию конструкций КСС такого типа фюзеляжей. Обеспечивая достаточные прочность и жесткость инструкции фюзеляжа при наименьших затратах массы, конструкция балочных фюзеляжей позволяет: придавать им наиболее выгодные аэродинамические формы; обеспечивать получение гладкой поверхности; получать наилучшие условия для злее полного использования внутренних объемов фюзеляжа; размещать в них герметизированные кабины и др.

Однако раньше, чем появились и стали совершенствоваться балочные фюзеляжи, в конструкциях самолетов применялись форменные фюзеляжи (рис. 17.4, а), способные, как и балочные фюзеляжи, воспринимать Q_B , Q_T , M_Z , M_Y и M_k и работать от этих нагрузок.

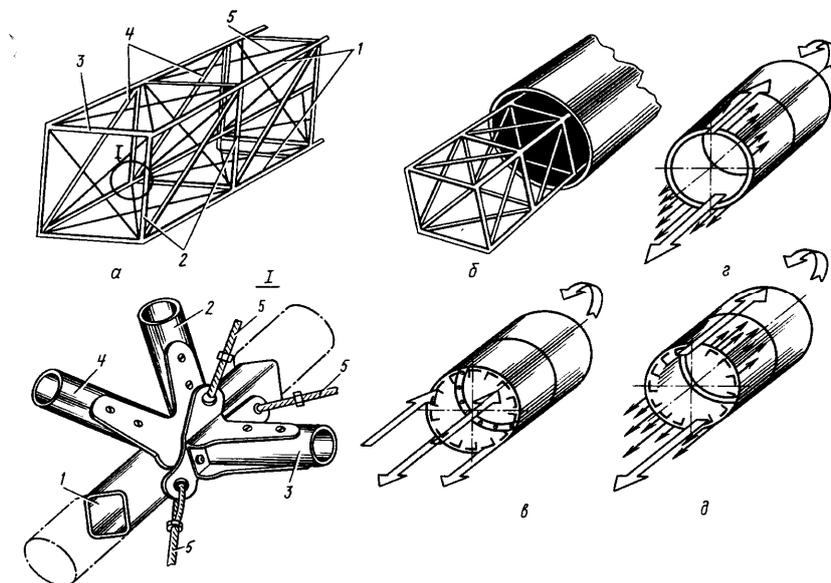


Рис. 17.4. Конструктивно-силовые схемы фюзеляжей

Фюзеляжи ферменной конструкции представляют собой пространственные фермы, состоящие из двух вертикальных (боковых) и двух горизонтальных (верхней и нижней) ферм, элементы которых (стержни) работают на растяжение-сжатие, а обшивка - на местную воздушную нагрузку (рис. 17.4, а, б). В таком фюзеляже силовыми элементами являются лонжероны 1 (пояса ферм), стойки 2 и раскосы 4 в вертикальной плоскости, распорки 3 и расчалки (гибкие стальные ленты) 5 в горизонтальной плоскости, расчалки 5 или раскосы между

фермами и обшивка. На виде *1* показан типовой узел соединения этих элементов. Такие схемы фюзеляжей широко применялись в годы мировой войны.

В ферменном фюзеляже на осевые силы от изгиба (от действия M_Z и M_Y) работают в основном пояса лонжеронов. Поперечные силы Q_B и Q_T воспринимаются элементами вертикальных (боковых) и горизонтальных (верхней и нижней) ферм - стойками, распорками и раскосами; крутящий момент M_K - пространственной фермой, состоящей из четырех ферм, соединенных в замкнутый контур.

Балочные фюзеляжи состоят из тонкостенной работающей замкнутой оболочки и подкрепляющего ее каркаса. Различают балочно-лонжеронные, балочно-стрингерные и балочно-обшивочные фюзеляжи. В таких балочных фюзеляжах материал их конструкции распределен достаточно равномерно по периметру сечений (максимально разнесен относительно нейтральной оси) и используется, поэтому наиболее целесообразно при восприятии различных нагрузок.

Балочно-лонжеронный фюзеляж. В таком фюзеляже основными силовыми элементами являются мощные лонжероны, воспринимающие изгибающие моменты (рис. 17.5). Обшивка тонкая, подкрепленная стрингерами и шпангоутами, чтобы не теряла устойчивость при работе на сжатие от M_Z и M_Y и на сдвиг от поперечных сил Q_B и Q_T и крутящего момента M_K . Лонжероны в таком фюзеляже отличаются от лонжеронов крыла тем, что не имеют стенки и представляют собой те же стрингеры, только значительно большего поперечного сечения, выполненные прессованием или прокаткой. В конструкции такого фюзеляжа лонжероны *1* и *2* расположены вдоль всего фюзеляжа.

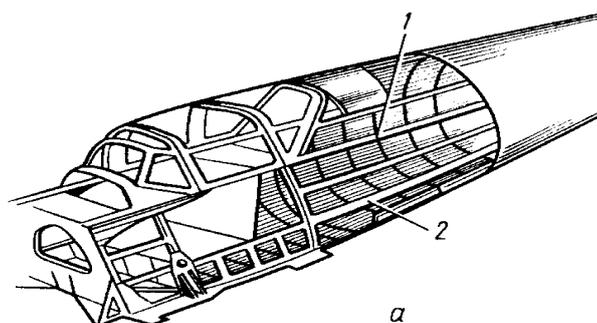


Рис. 17.5. Конструкция фюзеляжа балочно-лонжеронной схемы

Балочно-стрингерные фюзеляжи состоят из обшивки, подкрепленной стрингерами и шпангоутами (рис. 17.4, д), работающей совместно со стрингерами на осевые силы (растяжение - сжатие) при восприятии изгибающих моментов M_Z и M_Y и на сдвиг от перерезывающих сил Q_B и Q_T и от крутящего момента M_K . В балочно-стрингерных фюзеляжах шпангоуты ставятся чаще, чтобы повысить устойчивость работы стрингеров на сжатие и обшивки - на сдвиг и сжатие за счет уменьшения расстояний между их опорами. Шаг стрингеров в таких конструкциях, зависящий от толщины обшивки $S_{об}$, принимается в пределах 100...200 мм, а шаг шпангоутов - 200...500 мм в зависимости от значений $S_{об}$, конфигурации и размеров сечения стрингеров. При использовании для обшивки фюзеляжа монолитных панелей шаг между шпангоутами увеличивается.

Балочно-стрингерный фюзеляж пассажирского самолёта показан на рис. 17.6, а. Технологическими разъёмами фюзеляж этого самолёта разделён на носовую, среднюю и хвостовую части.

В носовой части фюзеляжа *1* расположена кабина экипажа *2*, переднее багажное отделение, буфет и передняя стойка шасси.

В средней части фюзеляжа *8* находится передний вестибюль, кухня, пассажирская кабина, туалеты и заднее багажное отделение. Снизу, спереди, здесь встроен центроплан *10*, а в задней части - пилоны с узлами крепления гондол двигателей *7* и передние узлы крепления киля.

В хвостовой части фюзеляжа *6* размещаются контейнер тормозного парашюта, высотное, электро- и гидравлическое оборудование, проводка управления самолётом. Сверху

установлены задние узлы крепления кила 5.

По правому борту спереди – служебная дверь 3 (рис. 17.6, а), по левому борту – дверь 11 для пассажиров. Для аварийного покидания есть четыре люка 9, по два с каждой стороны, с выходом на крыло в случае посадки на воду или без шасси на грунт. Фюзеляж разделён плоскостью пола 4 на верхнюю и нижнюю части.

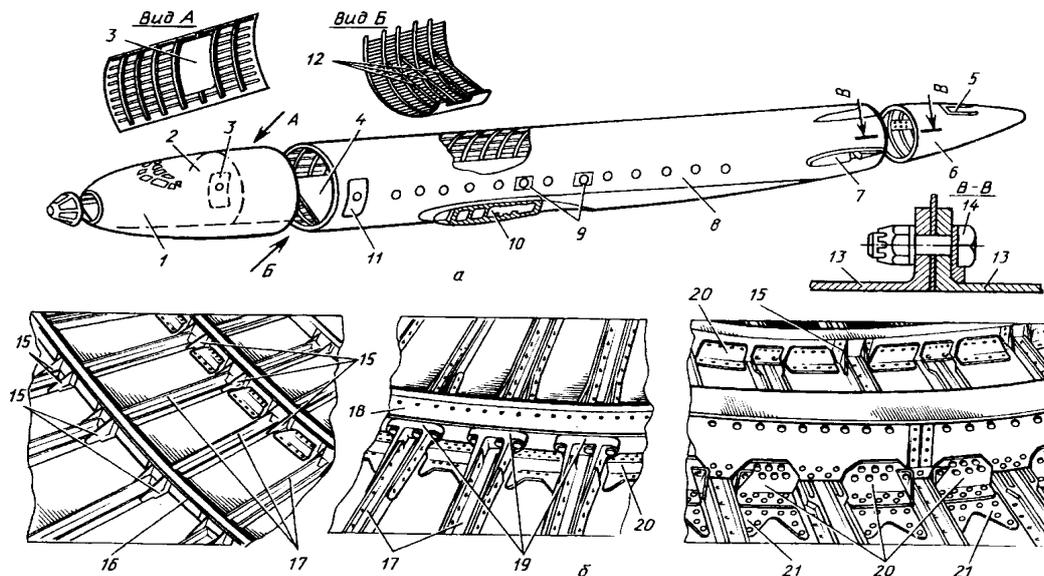


Рис. 17.6. Конструкции фюзеляжа пассажирского самолёта, соединений обшивки, шпангоутов и стрингеров между собой

Каркас фюзеляжа состоит из стрингеров, лонжеронов, нормальных 16 и усиленных 18 шпангоутов (рис. 17.6, б), воспринимающих сосредоточенные силы от агрегатов самолёта, крепящихся к фюзеляжу, поперечных двухтавровых балок 12 на каждом шпангоуте средней части фюзеляжа, составляющих каркас пола кабины (вид Б на рис. 17.6, а). Стрингеры 17 и обшивка в местах технологических разёмов фюзеляжа стыкуются по силовым шпангоутам разёма болтами 14; обшивка по контуру по стыковым угольникам 13 на носовой, средней и хвостовых частях фюзеляжа (сечение В-В на рис. 17.6, а), а стрингеры 17 перестыковываются с помощью фитингов 19 через стыковые шпангоуты посредством болтов (рис. 17.6, б). Обшивка из дюралевых листов толщиной до 1,5...1,8 мм соединяются со стрингерами непосредственно заклёпками, а со шпангоутами – при помощи книц 20 и накладок 21. Стрингеры со шпангоутами 16 соединяются при помощи уголков 15.

Балочно-обшивочные фюзеляжи состоят из обшивки, подкрепленной набором нормальных и усиленных шпангоутов. Обшивка воспринимает все виды нагрузок: Q_B , Q_G , M_Z , M_Y и M_K и работает как на нормальные, так и на касательные напряжения. Чтобы обшивка не теряла устойчивости, увеличивают ее толщину, что приводит к увеличению массы обшивки и всего фюзеляжа. Снизить массу фюзеляжу и повысить одновременно его жесткость можно, применив многослойную обшивку с наполнителем. Балочно-обшивочные фюзеляжи с работающей на все виды нагрузок толстой обшивкой обладают высокой боевой живучестью.

5. Назначение и конструкция основных силовых элементов фюзеляжа.

Рассмотренные выше вопросы нагружения и работы под нагрузкой балочных фюзеляжей позволяют сделать вывод, что назначение основных элементов их силовой схемы подобно назначению соответствующих элементов крыльев, так как балочные фюзеляжи, как и крылья, от основных внешних нагрузок работает одинаково.

Обшивка в фюзеляже выполняет те же функции, что и в крыле. Она придает форму фюзеляжу, защищает экипаж, пассажиров, оборудование и грузы от набегающего потока воздуха. Обшивка работает совместно с подкрепляющими её стрингерами на растяжение - сжатие (на нормальные напряжения) от действия изгибающих моментов и на сдвиг (на

касательные напряжения) от действия поперечных сил и крутящего момента. Особенности в работе обшивки в фюзеляже обусловлены тем, что герметизированные его отсеки (кабины) нагружаются значительным избыточным давлением Δp .

Обшивку можно выполнять из листового материала, панелей с продольным набором, панелей с сотовым (или другим) наполнителем или монолитной. Особое внимание уделяется стыкам обшивки (рис. 17.7), где возможны противоречия требований аэродинамики (получение гладкой обшивки) требованиям обеспечения высокого ресурса, минимальной массы и т.д.

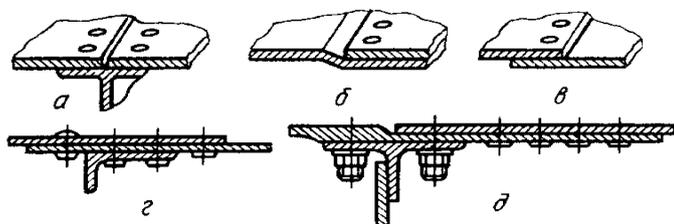


Рис. 17.7. Варианты соединений листовой обшивки.

Наиболее рациональным типом стыка как продольного, так и поперечного для фюзеляжей является стык внахлестку на элементах силового набора (рис. 17.7, г, д). Это объясняется тем, что соединение внахлестку, имеющее три или четыре ряда заклепок с центральным расположением стрингера и «мягким», свисающим со стрингера в обе стороны началом стыка в виде нахлеста из двух листов, выполняется без стыкующих накладок.

Однако для лёгких самолётов рациональными могут оказаться стыки обшивки, показанные на рис. 17.7, а – встык на элементах силового набора, рис. 17.7, б – внахлестку с подсечкой и рис. 17.7, в – внахлестку без подсечки.

Стрингеры и лонжероны (усиленные стрингеры) изготавливаются из пресованных или гнутых профилей (см. рис. 14.22). Наиболее часто применяются стрингеры уголкового, Z-образного и T-образного профилей. Для повышения сопротивления усталости в районах с большими знакопеременными нагрузками, например, в районе акустических нагрузок, ставят стрингеры П-образного профиля с двойными полками для повышения жесткости заделки и улучшения условий работы обшивки. На участках больших вырезов устанавливают усиленные стрингеры, воспринимающие большие осевые силы от изгиба фюзеляжа. Крепят стрингеры к обшивке и шпангоутам. Различные варианты крепления стрингеров к обшивке и шпангоутам представлены на рис. 17.6, б.

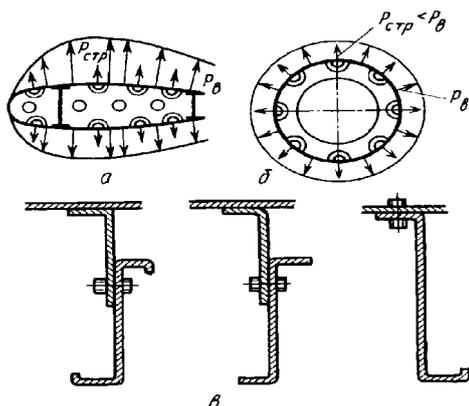


Рис. 17.8. Формы сечений и нагружение нервюры и шпангоутов

Шпангоуты в фюзеляже выполняют те же функции, что и нервюры в крыле (рис. 17.8, а, б). По назначению шпангоуты разделяются на *нормальные* (служат для придания формы фюзеляжу и подкрепления обшивки и стрингеров) и *усиленные* (для восприятия поперечных сосредоточенных сил от крыла, оперения, шасси, двигателей и грузов и передачи их на обшивку). Шпангоуты, имея высокую жёсткость в своей плоскости, хорошо работают на поперечный изгиб в своей плоскости, опираясь на обшивку. Типичные сечения шпангоутов приведены на рис. 17.8, в. Наличие двух поясов и стенки в сечениях шпангоутов обеспечивает их работу на изгиб и сдвиг, а

также повышает сопротивление усталости при акустических нагрузках. Для повышения живучести шпангоуты часто делают составными из нескольких частей.

6. Кабинами в фюзеляже называются отдельные специально оборудованные его отсеки, предназначенные для выполнения определенных функций:

кабина экипажа – для размещения членов экипажа (их рабочих мест), командных постов управления самолетом, рычагов управления двигателями, рукояток и кранов управления различными агрегатами системами самолета, а также средств контроля за их работой;

пассажирская кабина – для размещения пассажиров (пассажирских кресел) и необходимых бытовых помещений (буфетов, гардеробов, туалетов), а также помещений для багажа;

грузовая кабина – для размещения перевозимых грузов, средств их погрузки выгрузки, швартовки и т.д.

Кабина экипажа должна обеспечивать экипажу наиболее благоприятные условия для выполнения задач полёта в соответствии с назначением самолёта. Кабина для пассажиров должна обеспечивать пассажирам удобное размещение и комфортные условия в течение полёта. Грузовая кабина должна обеспечивать возможность быстрой погрузки и выгрузки грузов и их фиксацию во время полёта. Эти основные требования к кабинам в соответствии с их специфическими особенностями удовлетворяются:

- выбором места расположения кабины экипажа и рабочих мест членов экипажа, размеров кабин и форм их поперечных сечений, углов обзора;
- рациональной компоновкой рабочих мест членов экипажа, пассажирского салона и грузового отсека;
- использованием герметических кабин и систем жизнеобеспечения;
- использованием теплозвукоизоляции кабин и т.д.

Кабины лётчика одноместного самолёта (рис. 17.9, *а*) и экипажа многоместного самолёта (рис. 17.9, *б*) располагаются в носовой верхней части фюзеляжа, обеспечивающей наилучшие условия обзора лётчику. В фюзеляже в этой его части делается надстройка, закрываемая остеклённым фонарём. Для уменьшения лобового сопротивления эта надстройка плавно вписывается в обводы носовой части фюзеляжа. Формы остекления фонаря, положение рабочих мест экипажа и очертания носовой части фюзеляжа должны обеспечить экипажу как можно большие углы обзора в передней полусфере (рис. 17.9, *а*). Для посадки в кабину может использоваться скоба *1* или приставная лестница.

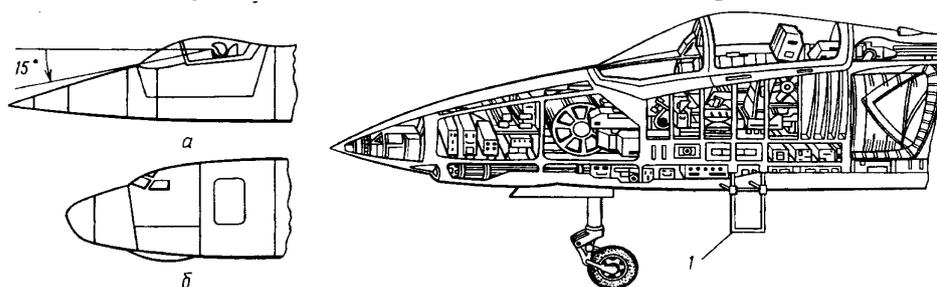


Рис. 17.9. Конструкция носовой части фюзеляжа

Компоновка пассажирского салона на 32 пассажира показана на рис. 17.10, *а*.⁶ Здесь же приведена и компоновка кабины экипажа, отделённой от салона перегородкой с дверью. Удобства пассажиров во время полёта в таком и подобном ему салонах (рис. 17.10, *б*) достигается использованием удобных кресел, их рациональным размещением в салонах, наличием бытовых помещений (гардеробов, буфетов, туалетов) и полок или специальных камер для ручной клади пассажиров, использованием системы кондиционирования, индивидуальной вентиляции и дополнительного освещения, выбором цвета и качества декоративной внутренней обшивки салона, завершающей общее впечатление от всего интерьера салона в целом.

Герметические кабины. От избыточного давления обшивка герметизированных отсеков в зависимости от их кривизны нагружается растягивающими или сжимающими распределенными усилиями.

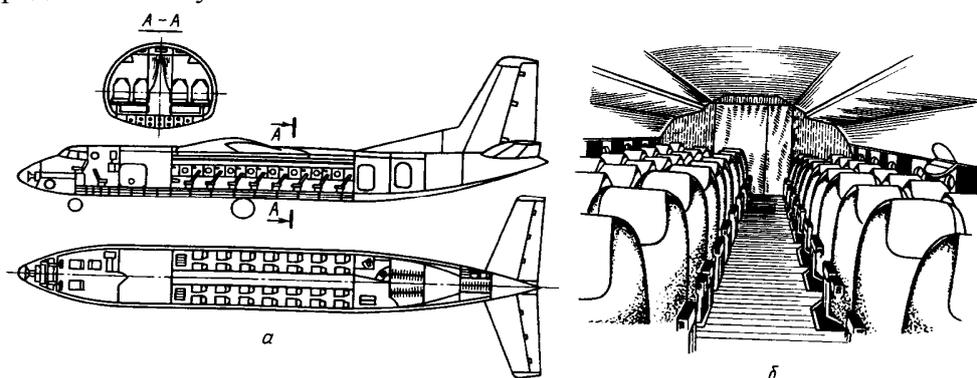


Рис. 17.10. Компоновка фюзеляжа пассажирского самолёта и интерьер пассажирского салона

Герметизации в гермокабинах подлежат заклепочные и болтовые соединения элементов каркаса с обшивкой, листы обшивки и панели между собой, выходы из кабины тяг и тросов проводки управления самолетом и двигателями, трубопроводы энергетических систем самолета (гидравлической и пневматической) и системы кондиционирования, жгуты электропроводки. Герметизируются также фонари, входные и аварийные двери и люки, окна. В качестве герметиков внутришовной и поверхностной герметизации кабин применяют жидкие герметики, герметизирующие ленты, замазки.

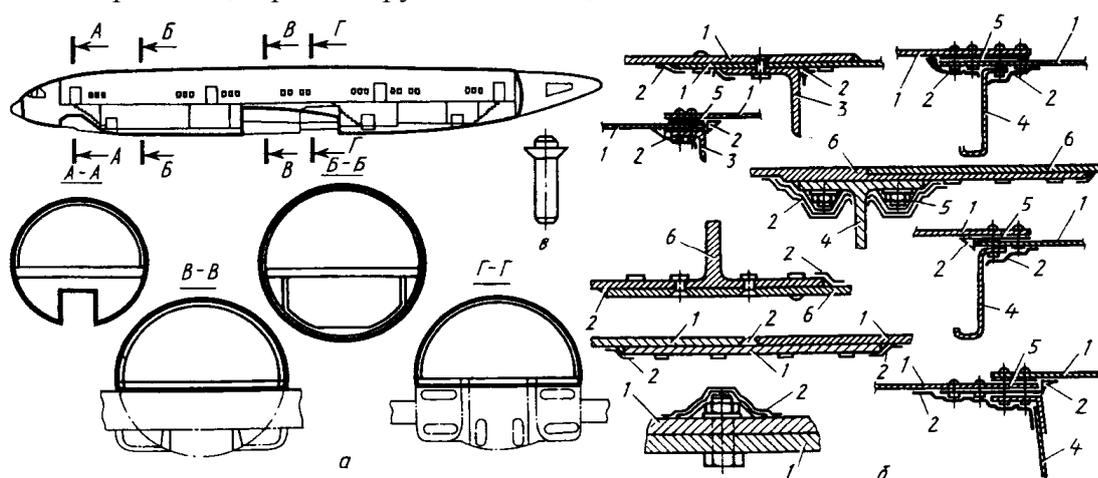


Рис. 17.11. Гермокабина с сечениями. Варианты герметизации стыковых соединений

На рис. 17.11, *а* показан фюзеляж с поперечными сечениями герметизированных отсеков пассажирского самолёта. Здесь герметизация фюзеляжа осуществляется за счёт того, что на герметизируемых участках фюзеляжа болты и заклёпки устанавливаются с натягом (рис. 17.11, *в*). Места возможной утечки воздуха через продольные и поперечные стыки по болтовым соединениям на внешних и внутренних поверхностях фюзеляжа покрывают специальными жидкими герметиками. Для обеспечения герметичности продольных и поперечных швов крепления обшивки *1* фрезерованных панелей *б* к продольным *3* и поперечным *4* силовым элементам фюзеляжа применяются соединения, показанные на рис. 17.11, *б*. На этом рисунке: *2* – герметик; *5* – уплотнительная лента.

Конструкция дверей и люков должна обеспечивать быструю и удобную для пассажиров посадку в самолёт, выход из самолёта после окончания полёта и быстрое покидание самолёта в аварийных ситуациях.

Для обеспечения этих требований должно быть достаточное число дверей и люков, в том числе и аварийных; размеры дверей и люков должны быть достаточными для прохода пассажиров; кинематика движения дверей должна обеспечивать при небольших усилиях

быстрое освобождение проёмов дверей и их закрытие. При этом не должны загромождаться внутренние объёмы фюзеляжа, необходимые для размещения гардеробов или кресел, и должны обеспечиваться надёжная герметизация и звукоизоляция кабин, надёжная фиксация дверей в закрытом положении.

Двери, открывающиеся внутрь фюзеляжа, при закрытии прижимаются избыточным давлением к уплотнительным профилям, чем и достигается хорошая герметизация дверных проёмов и звукоизоляция пассажирской кабины.

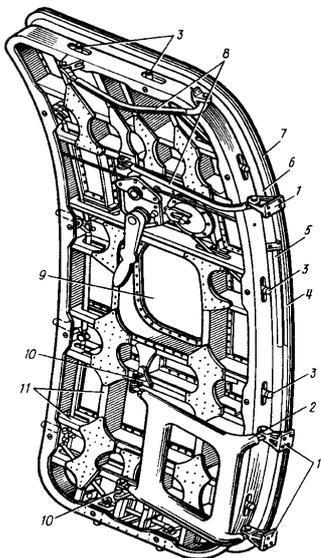


Рис. 17.12. Конструкция двери с кривошипным механизмом, обеспечивающим смещение двери при её открытии вдоль борта фюзеляжа с внешней его стороны

На рис. 17.12 показана конструкция такой двери, состоящей из фрезерованной обшивки 7, подкреплённой по периметру штампованной чашей 6, вертикальными и горизонтальными балками 11. Дверь подвешена на кривошипе 2, расположенном в нижней части двери и закреплённом одним концом на кронштейнах 10 на двери, а другим концом – на кронштейнах 1 на окантовке выреза в фюзеляже под дверь. Верхняя часть двери поддерживается двумя тягами 8, обеспечивающими при открытии двери её параллельное и плавное перемещение. На окантовке двери имеются два резиновых профиля 4 и 5 для герметизации двери и звукоизоляции кабины. На двери смонтированы ручка и механизм для её отпирания и запираения. В закрытом положении дверь удерживается двенадцатью штыревыми замками 3. Штыри этих замков при запираении двери притягивают её к резиновым профилям окантовки, обеспечивая лучшие условия для герметизации и звукоизоляции кабин. На рис. 17.12: 9 – окно.

7. Система жизнеобеспечения. Полет на высотах 10 км и более протекает, как правило в более благоприятных метеорологических условиях, практически при отсутствии опасности обледенения и более целесообразен экономически из-за меньших удельных расходов топлива.

Однако с поднятием на высоту уменьшается атмосферное давление воздуха (кривая МСА на рис. 17.13, а, б), вследствие чего падает парциальное давление кислорода – на высоте более 2 км начинается кислородное голодание; уменьшается температура воздуха; растёт перепад давлений между организмом человека и внешней средой, вызывая болезненные ощущения, потерю трудоспособности.

Для поддержания нормальных жизненных условий, необходимых для работы экипажа и жизнедеятельности пассажиров при полете на больших высотах, кабины экипажа и пассажирские кабины герметизируются, и в них искусственно поддерживаются необходимые давление, температура и влажность воздуха, а также производится очистка (вентиляция) воздуха от вредных примесей. Отдельная кислородная система используется для питания кислородом. Система, обеспечивающая нормальные жизненные условия экипажа и пассажиров в полёте, особенно на больших высотах, называется *системой жизнеобеспечения*.

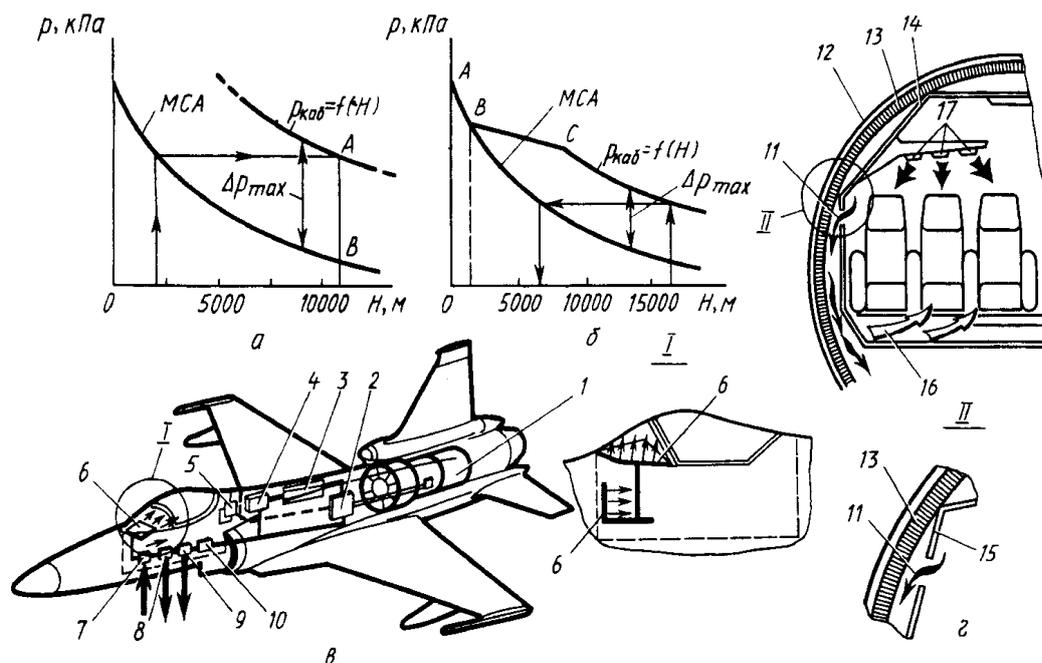


Рис. 17.13. Схема системы жизнеобеспечения и графики изменения давления в кабине по высоте полёта

Принципиальная схема системы приведена на рис. 17.13, в. Воздух для наддува кабины с повышенным давлением и температурой забирается от одной из ступеней компрессора двигателя 1. Воздух проходит через распределительный кран 2, механизм которого управляется термостатом 5 из кабины. В зависимости от температуры воздуха в кабине кран 2 направляет большую или меньшую часть воздуха от двигателя через воздухо-воздушный радиатор 3 и турбоохладительник 4 для охлаждения и последующего смешения с горячим воздухом от двигателя перед краном 10. Изменение пропорций горячего и холодного воздуха через кран 2 по команде термостата 5 позволяет поддерживать в кабине заданную температуру. За величиной избыточного давления Δp в кабине следит регулятор давления 9. Он выполняет заданную программу регулирования $p_{каб} = f(H)$ (рис. 17.13, а, б), сбрасывая воздух при излишнем давлении за пределы гермокабины. Предохранительный клапан 8 и вакуумный клапан 7 соединяет кабину с атмосферой, когда давление p в кабине значительно отличается в ту или другую сторону от расчётного, чтобы кабина из-за образующегося вакуума не испытывала больших сжимающих нагрузок. При стравливании излишка воздуха через регулятор давления в атмосферу происходит очистка воздуха в кабине от вредных примесей – вентиляция кабины.

Для борьбы с обледенением остекления фонаря горячий воздух, подаваемый в кабину, выходит через специальные насадки 6 на остекление. Часть горячего воздуха выходит в кабину в районе педалей для обогрева ног. Перекрывной кран 10 служит для перекрытия воздуха в случае его загрязнения.

В кабинах пассажирских самолётов используется система индивидуальной вентиляции с подводом воздуха к каждому пассажирскому месту через насадки 17 над сиденьями (рис. 17.13, з). В салон воздух поступает через специальные решётки 16 у пола, а отработанный воздух выходит в воздушный канал 11 между полостями внешней 13 и внутренней 14, 15 тепло- и звукоизоляции. На рис. 17.13, з: 12 – обшивка.

Ключевые слова

Фюзеляж, гермокабина, отсек, панель, бомба отсек, грузоподъемность, параметры фюзеляжа (L_f – длина, D_f – диаметр, λ – удлинение, S_f – площадь, $p_{изб}$ – избыточное давление и др.), нормы прочности, коэффициент безопасности, реакция опор, эпюра, несимметричное нагружение, аэродинамические нагрузки, эпюры Q , M_z , M_y и M_x , балочная конструкция, балочно-лонжеронная, балочно-стрингерная, балочно-обшивочная, ферменная

конструкция, обшивка, шпангоут, стрингеры, лонжероны, подкос, Моментные узлы, шарнирные узлы, подкос, вырезы, большие вырезы, малые вырезы, кабина, силовая крышка, смотровое окно, пояс фермы, заправочная горловина, легко съемочная крышка, фонарь летчика, ниши стоек шасси.

Вопросы для самопроверки:

1. Для чего предназначен фюзеляж самолета?
2. Какие требования предъявляются к ним?
3. Перечислите основные параметры фюзеляжа?
4. Какие бывают формы поперечного сечения фюзеляжа?
5. Какие соотношения между параметрами фюзеляжа и грузоподъемностью?
6. Какие нагрузки действуют на фюзеляж?
7. Как проверяются элементы конструкции фюзеляжа на нормы прочности?
8. Для чего строятся эпюры моментов и перерезающих сил?
9. Какие бывают КСС агрегата фюзеляжа?
10. Из каких основных конструктивных элементов состоит конструкция фюзеляжа и как они работают?
11. Где применяются балочные конструкции фюзеляжа?
12. Как крепятся агрегаты крыло, оперение, шасси и двигатели к фюзеляжу?
13. Что относится к большим, а что к малым вырезам?
14. Каким способом обеспечивается жесткость конструкции в местах вырезов фюзеляжа?
15. Что входит к системе жизнеобеспечения?

Лекция № 18

Шасси самолёта. Система управления полетом самолета.

План

1. Назначение и основные требования.
2. Схемы и параметры шасси.
3. Нагрузки на шасси и работа шасси под нагрузкой.
4. Элементы конструкции опор и их назначение.
5. Конструктивно-силовые схемы шасси.
6. Опорные элементы.
7. Амортизация шасси.

1. Назначение и основные требования.

Шасси представляет собой систему опор (рис. 18.1), необходимых для взлета, посадки, передвижения и стоянки самолета на земле, палубе корабля или воде. Конструкция опоры состоит из опорных элементов - колес, лыж или других устройств, посредством которых самолет соприкасается с поверхностью места базирования (аэродромом), и силовых элементов - стоек, траверс, подкосов и других, соединяющих опорные элементы с конструкцией фюзеляжа или крыла. В конструкцию опор входит амортизационная система и тормозные устройства, которые позволяют:

- воспринимать с помощью шасси возникающие при соприкосновении самолета с аэродромом статические и динамические нагрузки, предохраняя тем самым конструкцию агрегатов самолета от разрушения;
- рассеивать поглощаемую энергию ударов самолета при посадке и рулении по неровной поверхности, чтобы предотвратить колебания самолета;
- поглощать и рассеивать значительную часть кинетической энергии поступательного движения самолета после его приземления для сокращения длины пробега.

На рис. 18.1, а показан современный истребитель с трёхопорным шасси с передней опорой, а на рис. 18.1, б – пассажирский самолёт с многоопорным шасси.

Относительная (по отношению к массе самолета) масса шасси $\bar{m}_{ш} = 0,04...0,06$.

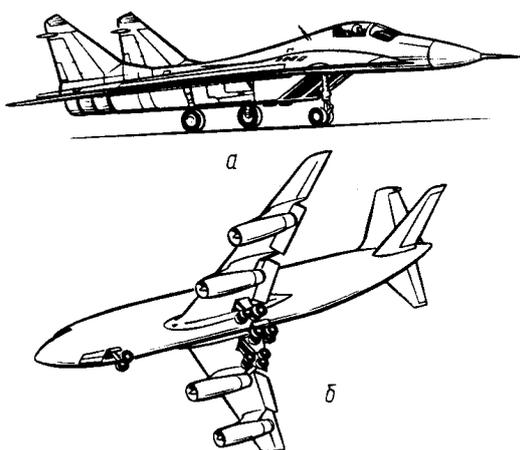


Рис. 18.1. Общий вид шасси самолёта

Основные требования к шасси, кроме общих ко всем агрегатам требований (например, возможно меньшая масса при достаточных прочности и долговечности), включают и ряд специфических требований. Шасси самолёта должно обеспечивать в ожидаемых условиях эксплуатации:

- устойчивость и управляемость самолета при разбеге, пробеге, рулении, маневрировании и буксировке;
- амортизацию динамических нагрузок, возникающих при посадке и рулении;
- возможность разворотов самолета на 180° на ВПП аэродромов заданного класса (определенной ширины);

- соответствие опорных элементов назначению, условиям эксплуатации и весовым характеристикам самолета;
- надежную фиксацию опор и створок шасси в выпущенном и убранном положениях.

Шасси самолёта должно: иметь возможно меньшие габариты, особенно в убранном положении; обеспечивать самолёту необходимый посадочный угол; облегчать погрузку и разгрузку грузовых самолётов изменением высоты опор; иметь высокую долговечность и хорошие подходы для осмотра и ремонта.

При выборе значений параметров шасси и КСС опор необходимо стремиться к получению минимальной массы шасси при восприятии возможных в эксплуатации нагрузок на него.

2. Выбором схемы и значений параметров шасси обеспечиваются не только необходимые характеристики устойчивости и управляемости самолёта при его движении по аэродрому, но и определяются нагружение опор и весовые характеристики шасси, силовая схема и весовые характеристики шасси, силовая схема и весовые характеристики тех частей самолёта, к которым крепятся опоры и на которые передаются от них нагрузки.

Различные варианты размещения опор на самолете сводятся к следующим схемам шасси: четырехопорной схеме; трехопорной схеме с хвостовой опорой; трехопорной схеме с передней опорой; двухопорной (велосипедной) схеме со вспомогательными подкрыльными опорами; многоопорной (более трех опор) схеме. Из этих схем наибольшее распространение сейчас получила почти на всех типах самолетов схема шасси с передней опорой, однако, в последнее время стало больше появляться самолетов с числом опор больше трех, особенно на тяжелых транспортных и пассажирских самолетах.

Трёхопорное шасси с передней опорой, показанное на рис. 18.2, лишено недостатков, присущих схеме шасси с хвостовой опорой, так как ЦМ самолёта расположен впереди основных опор, а передняя опора вынесена далеко вперёд по отношению к ЦМ самолёта.

При посадке на основные опоры даже на повышенной скорости самолёт с передней опорой имеет тенденцию к опусканию носа (ЦМ находится впереди основных опор) и к уменьшению угла атаки и подъёмной силы. Это сводит к минимуму возможность взмывания самолёта.

Трёхопорное шасси с передней опорой обладает хорошей путевой устойчивостью. На рис. 18.2, б приведена схема сил и моментов, действующих на самолёт от опорных элементов, а параметры шасси показаны на рис. 18.2, а, в. Здесь $P_{пер}$, $P_{осн}$ – равнодействующие нагрузки на переднюю и основную опоры; $f_{бок}$ – коэффициент скольжения вдоль оси Z ; a – расстояние между передней опорой и ЦМ; e – расстояние между задней опорой и ЦМ; b – расстояние между передней и задней опорами; H – высота шасси при опирании самолёта на все три опоры; $M_{восст}$, $M_{откл}$ – восстанавливающий и отклоняющий моменты; G – вес самолёта; B – ширина колеи шасси, расстояние между основными опорами; φ_0 – посадочный угол; $\varphi_{ст}$ – стояночный угол; γ – угол выноса относительно ЦМ самолёта в продольном и ε поперечном направлениях.

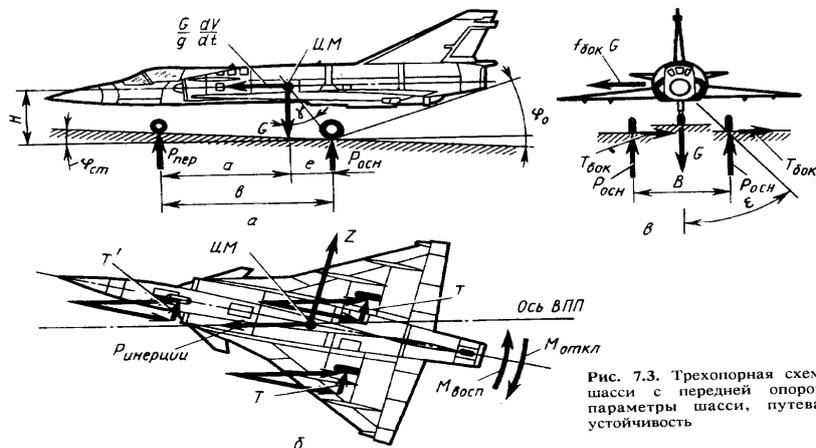


Рис. 7.3. Трёхопорная схема шасси с передней опорой, параметры шасси, путевая устойчивость

Рис. 18.2. Трёхопорная схема шасси с передней опорой, параметры шасси, путевая устойчивость

Значения параметров шасси во многом определяют характеристики устойчивости и управляемости самолёта, его взлётно-посадочные и весовые характеристики, т.е. не только весовые характеристики самого шасси, но и массу тех агрегатов, к которым крепится шасси.

3. Нагрузки на шасси и работа шасси под нагрузкой.

Внешние нагрузки на шасси в виде реакций поверхности аэродрома на основные $P_{осн}$ и на переднюю $P_{пер}$ опоры лобовых P_X и боковых P_Z сил возникают в момент приземления самолета, в процессе его движения по аэродрому и при стоянке. Поэтому эти нагрузки могут быть как динамическими, так и статическими (рис. 18.3).

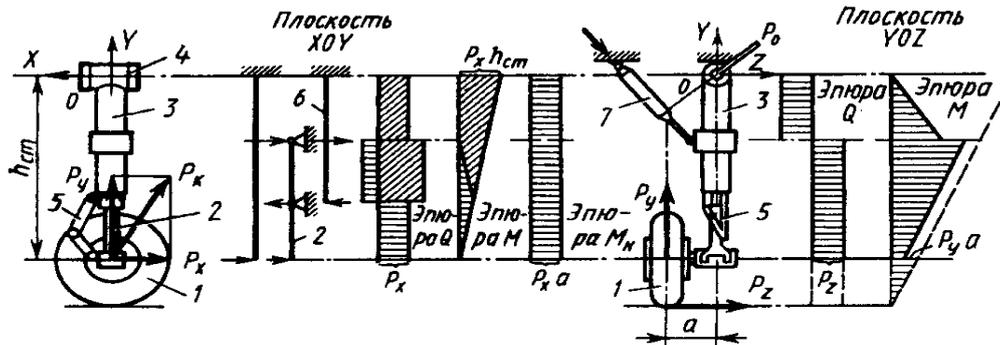


Рис. 18.3. Нагрузки, действующие на опору, и эпюры Q и M по высоте стойки

Нагрузки на шасси, приложенные к опорным его элементам (колесу, лыже и др.), можно в общем случае представить в виде составляющих сил P_X , P_Y и P_Z по осям X, Y и Z (рис. 18.3). Наиболее характерные для эксплуатации случаи нагружения нормированы. Нормами прочности задаются эксплуатационные значения нагрузок - сил P_X , P_Y , P_Z , действующих на опорные элементы со стороны аэродрома в направлении осей X, Y, Z, моментов M_Y относительно оси Y и относительно оси колеса M_T (момента торможения).

Максимальная вертикальная нагрузка на колеса получается при посадке на все опоры одновременно - случай "грубой" посадки $E_{ш}$. Расчетная величина нагрузки на основную опору в этом случае

$$P_{осн E} = Z_k P_{к.ст}^{noc} n_E^э f,$$

где Z_k - число колес на опоре;

$P_{к.ст}^{noc}$ - стояночная нагрузка на колесо при посадочной массе самолета;

$n_E^э$ - эксплуатационная перегрузка в случае $E_{ш}$;

f - коэффициент безопасности для случая $E_{ш}$, задаваемая «Нормами прочности».

Величина $n_E^э$ определяется при расчете амортизации из условия поглощения нормируемой эксплуатационной работы. По Нормам прочности значение $n_E^э$ находится в пределах 2,5...3,5.

По характеру эпюр и величинам сил и моментов в элементах опор и, главное, в сечениях стойки можно судить о целесообразности КСС опоры в плоскости YOZ позволяет существенно снизить значение изгибающего момента в сечениях стойки выше узла крепления подкоса и свести его до нуля в узле крепления стойки.

4. Элементы конструкции опор и их назначение.

Элементами конструкции опор (рис. 18.4) самолёта являются:

- опорные элементы 1, обеспечивающие соприкосновение самолета с поверхностью аэродрома – колесо, лыжа (грунтовая, снежная), поплавки, лодки, гусеницы, воздушная подушка;

- стойка 3, обеспечивающая передачи нагрузок с опорных элементов на конструкцию самолета через узлы подвески 4;

- узлы подвески 4, связывающие стойку шасси с силовыми элементами конструкции фюзеляжа или крыла;
- двухзвенник (шлиц-шарнир) 5, состоящий из двух шарнирно соединенных звеньев, связывающих шток амортизационной стойки с цилиндром;
- амортизатор, состоящий из штока с поршнем и цилиндра;
- цилиндр подъемник 7 для уборки и выпуска шасси;
- замки для фиксации стоек шасси в убранном и выпущенном положениях;
- гасители колебаний 5.

Основная опора состоит из амортизатора, тележки с колесами, траверсы, переднего раскоса и бокового складывающегося подкоса.

Амортизационная стойка 3 проушинами 20 в верхней своей части болтом 22 крепится к траверсе 1, устанавливаемой с помощью оси внутри неё в переднем узле крепления стойки 21 (рис. 18.4, б). В бронзовые втулки заднего узла крепления стойки 23 входит цапфа 2 стойки. К проушинам передней части траверсы крепится рычаг 19, к которому шарнирно присоединяется шток цилиндра – подъемника 18 стойки. Так конструктивно с помощью цилиндра 18 обеспечивается возможность поворота стойки в узлах 21 и 23 при её уборке – выпуске (17 проушина на цилиндре 18).

Траверса 1 – сварная с проушинами 20. К ней крепятся раскос 16 и приварен рычаг 19. Передний раскос 16 выполнен в виде трубы с проушинами на концах. Нижний конец соединяется со стойкой 3 болтом, общим и для верхнего звена шлиц-шарнира 11.

Боковой складывающийся подкос 4 состоит из двух звеньев, шарнирно соединённых между собой болтом с распорной втулкой. На верхнем звене подкоса смонтирован замок выпущенного положения 13, а на нижнем – болт, который при распрямлённом подкосе входит в зев крюка замка, запираемого защёлкой. В зев крюка такого замка входит серьга замка 12, закреплённого на нижнем конце цилиндра амортизационной стойки 3.

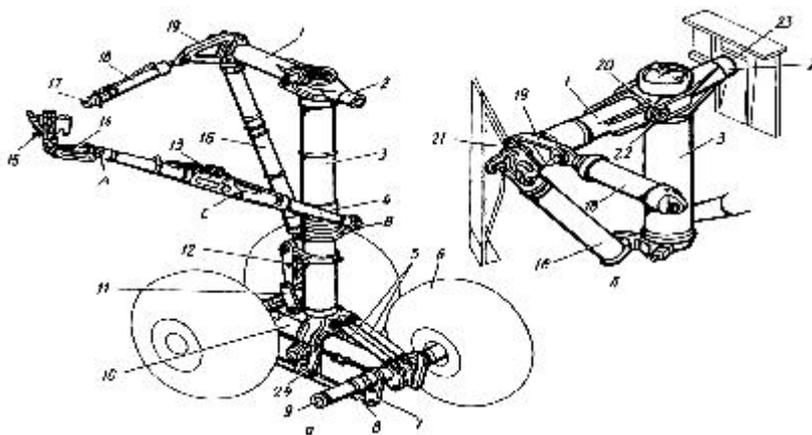


Рис. 18.4. Конструкция основной опоры с тележкой, траверсы и узлов ее крепления

Тележка (рис. 18.4, а) предназначена для крепления колёс 6 и передачи внешних нагрузок на амортизатор. Коромысло тележки 10 сварное с плоскими приливами под проушины в центральной части для соединения с проушинами в нижней части штока. На концах коромысла 10 образованы патрубки с отверстиями для крепления осей 9 колёс, контролируемых болтом от проворота в коромысле.

На осях колес, на бронзовых втулках посажены четыре тормозных рычага 7, связанных, с одной стороны, шарнирно тормозными тягами 8 с проушинами 24 на нижней части штока амортизатора (рис. 18.4., а), а с другой стороны – шлицами с тормозными блоками колёс.

По своей КСС вышеуказанная опора принадлежит к ферменно-балочным конструкциям. Здесь раскос, траверса и подкос в разных плоскостях представляют собой дополнительные опоры для амортизационной стойки (балки).

Многоколёсные опоры используются на самолётах большой массы. Применение большого числа колёс меньшего диаметра на одной опоре вместо одного большого колеса способствует повышению проходимости самолёта, уменьшению массы опоры и миделя ниши, необходимой для её уборки, уменьшению вырезов в крыле или фюзеляже для ниши и площади створок, что в свою очередь связано с уменьшением весовых затрат. Увеличение числа колёс на опоре приводит к повышению безопасности полётов в случае разрушения одного из пневматиков и может дать некоторое увеличение энергоёмкости тормозов.

Наибольшее распространение на современных тяжёлых самолётах получили стойки с многоколёсными тележками, где колёса крепятся к продольной балке тележки – коромыслу на осях в два ряда по два колеса в одном ряду.

Тележки с колёсами обеспечивают соприкосновение самолёта с аэродромом и передачу возникающих при этом статических и динамических нагрузок на амортизационную стойку. В конструкцию тележек (рис. 18.5) входят: продольная балка 15 (коромысло), шарнирно связанная со штоком 2 амортизационной стойки проушинами 14 с закреплёнными на её концах осями 8 в вилках 21 колёс 6; тормозные рычаги 7 и тормозные тяги 13, 4, передающие на шток 2 силы, уравнивающие моменты от тормозов колёс, и демпферы 17, соединяющие со штоком заднюю ось колёс тележки.

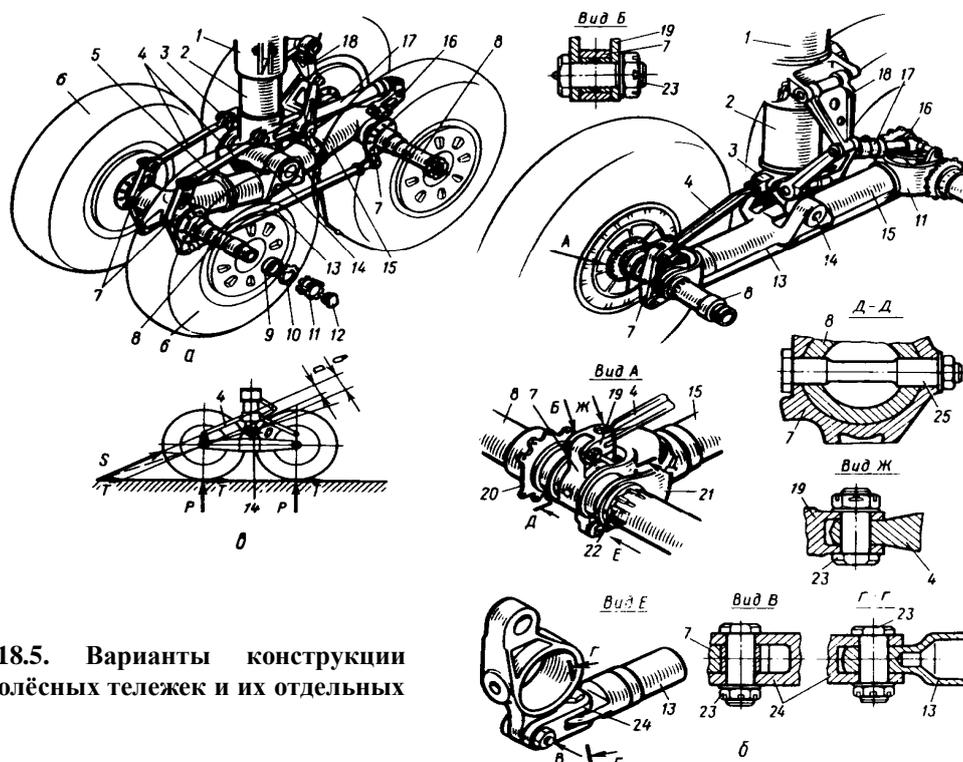


Рис. 18.5. Варианты конструкции многоколёсных тележек и их отдельных узлов

На тележке, представленной на рис. 18.5, а, коромысло 15 выполнено в виде пустотелой трубы, состоящей из трёх сваренных частей. В средней части коромысла расположены мощные проушины 14, которыми тележка крепится шарнирно к нижнему концу штока 2 амортизационной стойки 1 основной опоры. Оси 8 колёс вставляют в патрубки на концевых частях коромысла и крепят там каждую двумя болтами. С обеих сторон тележки на оси колёс надевают рычаги 7, которые могут свободно проворачиваться на них. Рычаги 7 фланцами крепят к корпусу тормоза колёс. Рычаги передней и задней пар колёс связаны между собой тормозной тягой 13. Кроме того, верхние концы рычагов 7 передней пары колёс связаны тягами 4 с проушинами на нижней части штока амортизатора. Возникающие в тормозе колеса тормозной момент через рычаги тормозными тягами 4 и 13 передаётся на узлы 3 на нижней части штока стойки. Тормозные тяги являются одними из самых нагруженных элементов шасси, так как за время только одной посадки с торможением колёс нагрузки в них повторяются сотни раз, достигая значительных величин.

На заднем конце коромысла установлен рычаг 16 для крепления демпфера 17, который в этой схеме служит ещё и жёсткой тягой для разворота тележки с колёсами при уборке шасси в положение, параллельное оси стойки 1. В этих целях ось крепления тележки 14 несколько смещают по отношению к оси стойки 1 в сторону той части коромысла, которая при уборке будет двигаться вверх (рис. 18.5, б).

Ось 8 колёс 6 (рис. 18.5, а) состоит из двух полых консолей, выточенных из высокопрочной стали. Для фиксации колеса на оси используют втулку 9, контровочную шайбу 10, стакан 12 с контровочными винтами и гайку 11. Также на рис. 18.5: 5, 20 – фланцы; 18 – шлиц-шарнир; 22 – шлицы; 24 – кардан; 25 – болт.

5. Конструктивно-силовые схемы шасси.

Конструктивно-силовые схемы шасси по способу восприятия и передачи нагрузок шасси разделяются на ферменные, балочные и ферменно-балочные.

Ферменное шасси представляет собой совокупность стержней—пространственную ферму, которой прикреплены опорные элементы (колеса, лыжи). Стержни фермы при всех видах нагрузок на шасси работают на растяжение-сжатие, поэтому шасси, выполненное по такой КСС, оказывается наиболее легким (рис. 18.6).

На рис. 18.6, а, в показано пирамидальное ферменное шасси. Стержни стоек этого шасси, образующие пирамиду, крепятся к крылу и к фюзеляжу.

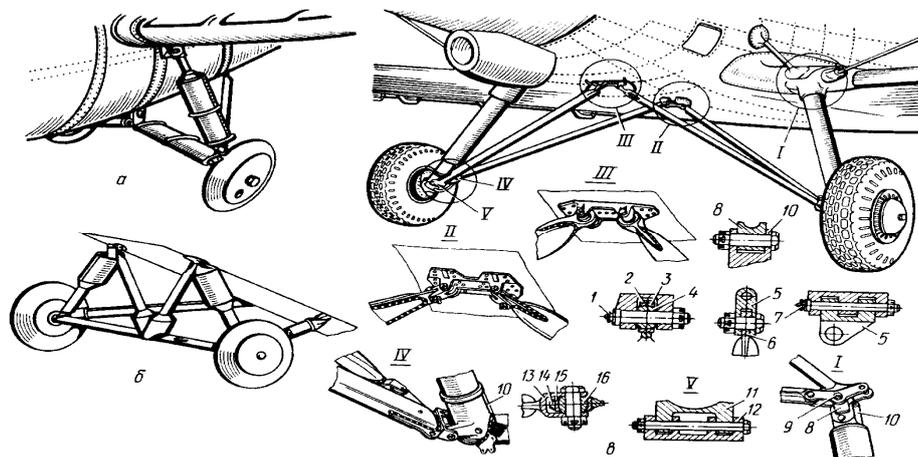


Рис. 18.6. Варианты конструкции ферменного шасси

На рис. 18.6, в приведены конструктивная схема ферменного шасси самолёта Ан-2 и конструкция его основных узлов I...V и сочленений. Здесь I – узел крепления к крылу амортизатора; II – узел крепления задних подкосов к фюзеляжу; III – узел крепления передних подкосов к фюзеляжу; IV – узел крепления заднего подкоса к переднему подкосу; V – узел крепления полуоси к переднему подкосу; 1, 7, 9 – спецмаслёнки; 2 – верхнее ушко подкоса; 3, 15 – обоймы; 4, 16 – шаровые вкладыши; 5, 8 – карданы; 6 – ушко подкоса; 10 – вилка амортизатора; 11 – ушки полуоси; 12 – гребёнка подкоса; 13 – вилка заднего подкоса; 14 – ушко переднего подкоса.

На рис. 18.6, б показан другой вариант ферменного шасси. Здесь плоская ферма, образованная осью колёс, двумя стержнями с амортизаторами и двумя боковыми подкосами, подпирается двумя задними подкосами.

Невозможность уборки таких опор в полете ограничивает их применение легкими самолётами с небольшой скоростью полёта.

В КСС балочного шасси основным силовым элементом опоры является балка—амортизационная стойка, работающая на все виды нагрузок, от которых в ее сечениях возникают осевые и поперечные силы, изгибающие и крутящие моменты. Амортизационная стойка представляет собой либо консольную моментно закрепленную балку, либо балку на двух опорах в плоскости уборки и с моментной заделкой в другой плоскости.

Наибольшее распространение получила балочная КСС стоек с одним подкосом в направлении уборки. В опоре, представленной на рис. 18.7, а, цилиндр-подъёмник не играет роль подкоса и вообще не представляет собой дополнительную опору для стойки. Здесь дополнительной опорой является упор 3 (рис. 18.7, а) в замке выпущенного положения 4, в который упирается буртик 6 вокруг штыря 5 замка на верхнем роге 7 стойки 2. В такой конструкции замка его штырь 5 предохраняется от действия поперечных сил при лобовом ударе на посадке самолёта и при движении по неровному грунту. Штырь 5 замка, входящий в гнездо замка 4, фиксирует стойку в выпущенном положении. При таком конструктивном решении цилиндр-подъёмник 1 стойки (рис. 18.7, а) не воспринимает нагрузок от стойки при посадке и движении самолёта по аэродрому. Нагрузки от стойки кроме узлов её подвески с помощью траверсы воспринимаются подкосом 12.

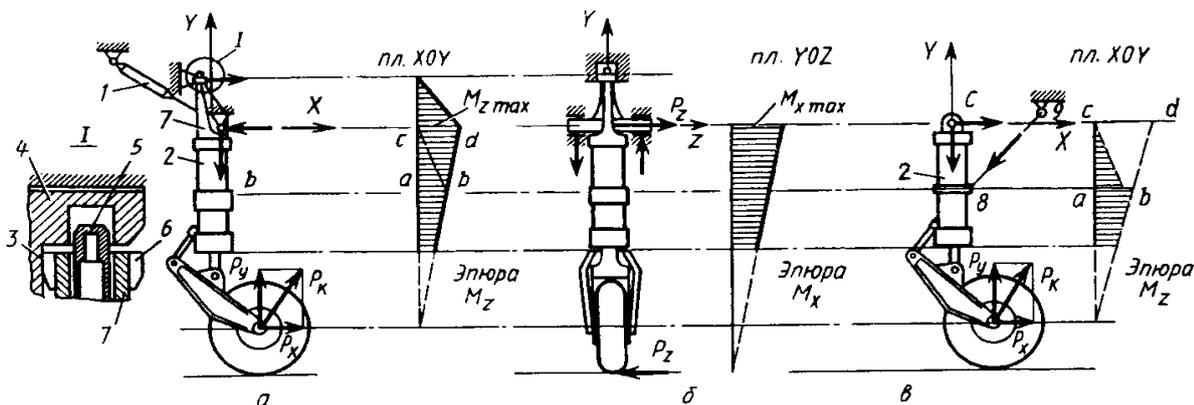


Рис. 18.7. Конструкция и нагружение передней опоры балочной КСС. Эпюры изгибающих моментов. Влияние подкоса на величину изгибающего момента

Для опоры, рассматриваемой на рис. 18.7, а показано нагружение стойки силой P_K (p_x , p_y), даны схема её уравнивания и эпюра M_z от силы P_x в плоскости XOY . Особенности конструкции замка выпущенного положения такой стойки приводят к тому, что от упора 3 этого замка (узел 1) на стойку действует только горизонтальная сила реакции. На рис. 18.7, б приведены схемы уравнивания силы P_z и эпюра M_x для этой же стойки. На рис. 18.7, в показана для сравнения стойка с подкосом. При одинаковой геометрии и нагрузках стоек, представленных на рис. 18.7, а, в, и, следовательно, равенстве изгибающих моментов в сечениях $a-b$, равно отстоящих от центров колёс одинакового диаметра, стойка 2 на рис. 18.7, в менее нагружена изгибающим моментом. Подкос 8-9, являясь дополнительной опорой для стойки, разгружает её от изгиба.

Ферменно-балочное шасси больше применяется на современных самолетах, т.к. они при относительно небольшой массе имеют габариты, не намного превышающие габариты стоек балочной КСС. В такой КСС балка-амортизационная стойка-работает на все виды нагрузок, а подкрепляющие ее стержни-раскосы и подкосы, работая на осевые силы, позволяют существенно снизить действующие на стойку изгибающие моменты.

Применение той или иной КСС опор определяется типом и назначением самолета, его размерами, местом расположения шасси, кинематикой уборки и выпуска и располагаемыми объемами для уборки шасси. Все эти вопросы тесно взаимосвязаны. Их решение должно обеспечивать удовлетворение требований компоновки шасси на самолёте – требуемое значение параметров шасси, не усложнять силовую схему агрегатов, к которым шасси крепится, и не нарушать их силовую схему при уборке и выпуске шасси, кратчайшим путём передавать нагрузки от шасси на силовые элементы агрегатов планера для их восприятия и уравнивания.

По схеме крепления опорных элементов к стойкам, шасси разделяются: на телескопические и рычажные.

Телескопические стойки. На телескопических стойках опорные элементы устанавливаются на осях, закрепленных непосредственно на штоке амортизатора. Такие стойки амортизируют нагрузки, действующие только вдоль их оси. От сил, нормальных к оси

стойки, амортизатор, находящийся внутри стойки, не обжимается. В результате лобовой и боковой удары воспринимаются изгибом стойки. Крутящий момент от штока к цилиндру амортизатора передаётся с помощью двухзвенника. Для смягчения лобового удара стойку иногда устанавливают с наклоном вперед под углом $10...12^\circ$ к вертикали.

Рычажные стойки. На рычажных стойках (рис. 18.8) опорные элементы (колёса 5, лыжи) закрепляют на рычаге 6, и нагрузки от колеса передаются на стойку через рычаг, связанный одним концом шарнирно либо с нижним концом стойки 1 (рис. 18.8, а), либо с клыком 8 на стойке 1 (рис. 18.8, б), либо шарнирно через промежуточное звено 7 на стойке (рис. 18.8, в). Второй точкой крепления рычага с колесом к стойке является шарнирные узлы крепления: штока 4 выносного амортизатора 3 к рычагу 6 (рис. 18.8, а); промежуточного звена 7 к рычагу 6 (рис. 18.8, б); штока 4 к рычагу 6 (рис. 18.8, в) и штока 4 амортизатора 3 к рычагу 6 (рис. 18.8, з). Наименьшей высоты рычажной стойки можно достичь, закрепляя шарнирно рычаг 6 и амортизатор 3 непосредственно на силовых элементах планера (рис. 18.8, з). В этом случае силовая стойка не нужна.

Как видно, стойки с рычажной подвеской колёс по конструктивной схеме можно подразделить на стойки с выносным (рис. 18.8, а, з) и внутренними (внутри стойки) (рис. 18.8, б, в) амортизаторами.

6. Опорные элементы.

В качестве *опорных элементов* на современных самолётах наибольшее применение получили колёса, обеспечивающие нормальную эксплуатацию самолётов как с ВПП с искусственным покрытием, так и с грунтовых ВПП с прочностью грунта $\delta_{гр} = 0,45...0,55$ Мпа и выше.

Для повышения проходимости самолетов на ГВПП и, главное, при эксплуатации самолетов со снежных аэродромов применяются *лыжи* с небольшим удельным давлением q_0 . Для снеговой лыжи $q_0 = 0,02...0,04$ Мпа

Гусеничное шасси с опорным элементом в виде траков или сплошной ленты, натянутой на большое число барабанов - гусеницы, обеспечивает меньшее, чем при колесе, удельное давление на грунт и более высокую проходимость.

Лодки, поплавки, гидролыжи и специально спрофилированная нижняя часть корпуса самолета применяются как опорные элементы на гидросамолетах.

Шасси на воздушной подушке различных схем и принципов создания воздушных подушек под самолетом, как и на других транспортных средствах на воздушной подушке, должны обеспечивать проходимость и эксплуатацию с малопрочных грунтов.

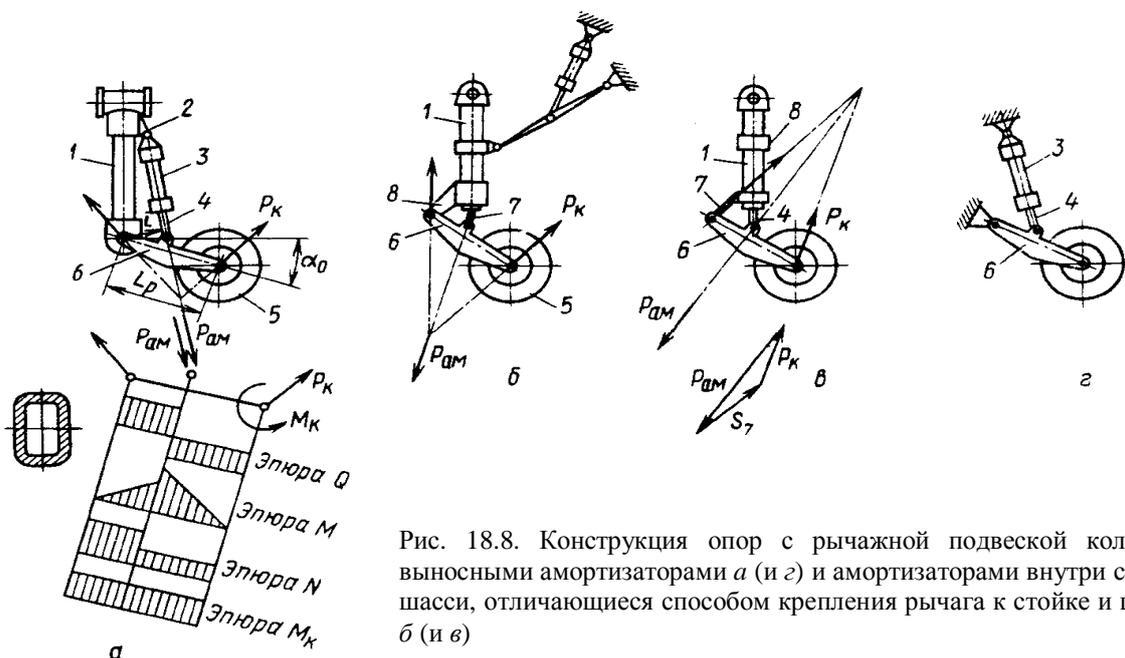


Рис. 18.8. Конструкция опор с рычажной подвеской колеса с выносными амортизаторами а) и з) и амортизаторами внутри стойки шасси, отличающиеся способом крепления рычага к стойке и штоку б) и в)

Основным требованием к опорным элементам самолётов любого назначения является обеспечение нормальной эксплуатации в определённом диапазоне условий при приемлемых габаритах, массе, надёжности и ресурсе опорных элементов. Этим требованиям удовлетворяет в основном колесо, чем и объясняется столь широкое распространение колёс в качестве опорных элементов у абсолютного большинства современных самолётов.

Колесо состоит из трех основных элементов (рис. 18.9, а): пневматика 2, барабана 11 на оси 5 и тормоза 3. Относительная масса колеса $\bar{m}_{кол} \cong 0,02$. На каждую из трёх основных частей колеса приходится примерно 1/3 общей массы колеса.

Пневматик большинства колёс состоит из покрышки 2 и камеры 1 (рис. 18.9, а). Он устанавливается на барабане колеса с целью повышения его проходимости и амортизации ударов самолёта при взлёте, посадке и движении по неровному грунту.

Пневматики различаются по габаритным размерам: по наружному диаметру D (от 0,2...0,3 до 1,5 м) и максимальной ширине B (до 0,6 м); по форме поперечного сечения: круглое с отношением B/D до 0,3, «арочного» типа с широким профилем при отношении B/D до 0,4; по давлению зарядки p_0 и т.д.

Силовой каркас покрышки образуют несколько слоёв высокопрочных термостойких капроновых нитей (корда) (рис. 18.9, б), уложенных под определённым углом к плоскости колеса и закреплённых на бортовых проволочных кольцах, воспринимающих действующие на пневматик нагрузки. Для защиты нитей корда от механических повреждений поверх каркаса наносится защитный слой из износостойкой резины – протектор.

Одним из основных требований к пневматике являются его высокие амортизирующие возможности. Они определяются величиной поглощенной энергии $A_{ПН}$ при обжати пневматика. На рис. 18.9, в показана графическая зависимость нагрузки P_K на колесо от величины обжатия пневматика δ , которая называется диаграммой работы пневматика. Зависимость $P_K=f(\delta)$ почти линейная и характеризует упругие свойства пневматика.

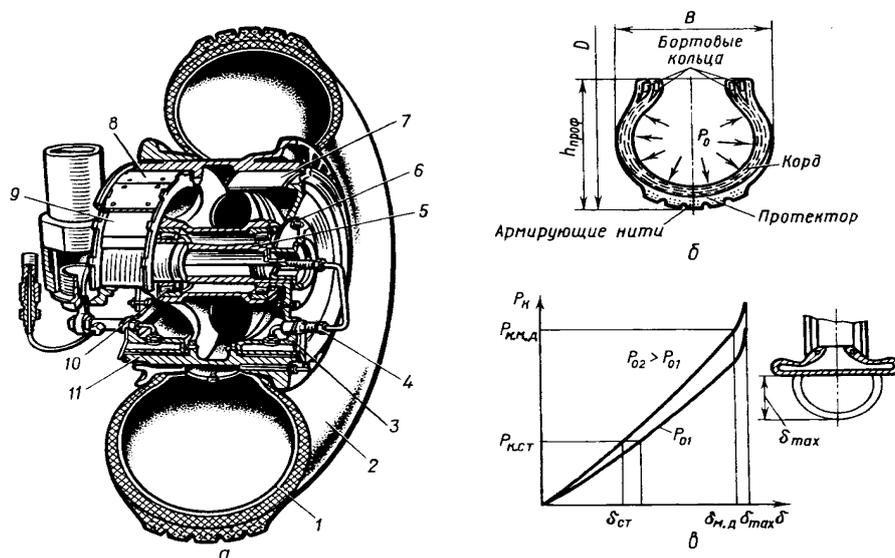


Рис. 18.9. Конструкция колеса и диаграмма его работы

7. Амортизация шасси.

Назначение *амортизации шасси* – поглощение и рассеивание энергии ударов при посадке и движении самолёта по неровному аэродрому с целью уменьшения действующих на него при этом нагрузок. При посадке кинетическая энергия удара $A_{кин}$, определяемая массой самолёта при посадке $m_{пос}$ и вертикальной скоростью снижения V_y по формуле

$$A_{кин} = m_{пос} V_y^2 / 2,$$

переходит в энергию деформации A_{def} . Для самолётов значения V_y – до 3,0...4,5 м/с. Значение A_{def} , определяется работой сил ΣP_k , действующих со стороны ВПП на опорные элементы (колёса) после их касания поверхности ВПП, при перемещении (опускании) ЦМ самолёта на величину $H_{цм}$.

Большие значения $H_{цм}$ для тяжёлых неманевренных самолётов при плавной зависимости $\Sigma P_k=f(H)$ позволяют уменьшить величины сил ΣP_k и перегрузок $n_{ш}$, передаваемых от шасси на фюзеляж или крыло при посадке таких самолётов, затраты массы на усиление конструкции этих агрегатов и выработку их усталостного ресурса при движении самолёта по неровному аэродрому.

Для небольших маневренных самолётов при компактном, удобном для уборки шасси размещении стоек труднее обеспечить большие значения $H_{цм}$. Поэтому для них уровень перегрузок $n_{ш}$ значительно выше, а амортизация – жёстче.

Пневматики почти всю энергию, воспринимаемую ими, возвращают самолёту, что вызвало бы его колебания. Но амортизаторы, входящие в амортизационную систему шасси, не только воспринимают энергию ударов, но и значительную её часть превращают в тепло и рассеивают в атмосферу. Это приводит к быстрым затуханиям колебаний самолёта при посадке. Пневматики воспринимают до 15...20 % кинетической энергии самолёта на посадке, остальные 80...85 % - амортизаторы, поэтому амортизационные свойства шасси определяются в основном характеристиками амортизаторов.

Основным требованием к амортизаторам каждой из опор шасси является поглощение и рассеивание приходящейся на их долю нормированной энергии при посадке самолёта при нагрузках на узлы крепления амортизационных стоек к агрегатам планера, не превышающих эксплуатационные значения, при минимальных габаритах и массе амортизаторов и достаточной их прочности и долговечности.

Для реализации этого основного требования:

- амортизатор должен быть рассчитан на поглощение приходящейся, на его долю нормированной энергии;
- усилия в амортизаторе должны нарастать плавно, достигая максимума в конце его обжатия;
- амортизатор должен быть многоразовым;
- амортизатор должен иметь хорошие эксплуатационные характеристики и не требовать больших затрат на обслуживание.

В зависимости от применяемого в амортизаторах рабочего тела они могут быть жидкостно-газовыми, жидкостными, пружинно-фрикционными, резиновыми и др. Наибольшее распространение в шасси современных самолётов получили *жидкостно-газовые амортизаторы* как наиболее полно отвечающие перечисленным выше требованиям к амортизаторам.

В качестве рабочего тела в таком амортизаторе используются газ и жидкость. Газ является упругим элементом амортизатора. Жидкость используется для создания гидравлических сопротивлений и рассеивания поглощаемой энергии при работе амортизатора.

Амортизатор состоит из стакана-цилиндра 7 и штока 8 (рис. 18.10), опирающегося в цилиндре на две буксы 9 и 4 для передачи на цилиндр перерезывающих сил и изгибающих моментов. Букса 9 неподвижно закреплена в нижней части цилиндра (рис. 18.10, в), а верхняя 4 (рис. 18.10, а, б) - подвижная, связанная со штоком гайкой 3, играет роль поршня. В поршне сделаны отверстия большого диаметра. Вовнутрь штока входит плунжер 2 с профилированным отверстием в центре и канавками на боковой поверхности для протока жидкости при движении штока с поршнем. Доньшко 6 ограничивает снизу камеру внутри штока, заполненную жидкостью АМГ-10. Верхний уровень жидкости находится выше поршня 4. Сверху стакан цилиндра закрыт верхним доньшком 1, закрепленным в стакане гайкой. В доньшко 1 ввернута и зафиксирована винтом верхняя часть плунжера. Сверху в доньшке имеются два зарядных штуцера для азота и гидросмеси. Азот, выполняющий

функцию упругого элемента в амортизаторе, заполняет всю верхнюю полость цилиндра, ограниченную сверху доньшком 1, а снизу - верхним уровнем жидкости.

Важным элементом в амортизаторе является плавающий клапан торможения жидкости на обратном ходе 5 с несколькими калиброванными отверстиями маленького диаметра. Снизу он упирается в упор на штоке (рис. 18.10, б, з), в верхнем положении - прижимается к поршню 4, перекрывая большую часть его отверстий, и создавая тем самым большие гидравлические сопротивления при перетекании жидкостей из одной полости в другую.

Нижняя бокса 9 (рис. 18.10, д) с уплотнениями фиксируется снизу гайками 12, 14 и крышкой 13 на винтах 15. На рис. 18.10, в бокса 9 с уплотнениями фиксируется торцевой гайкой 10.

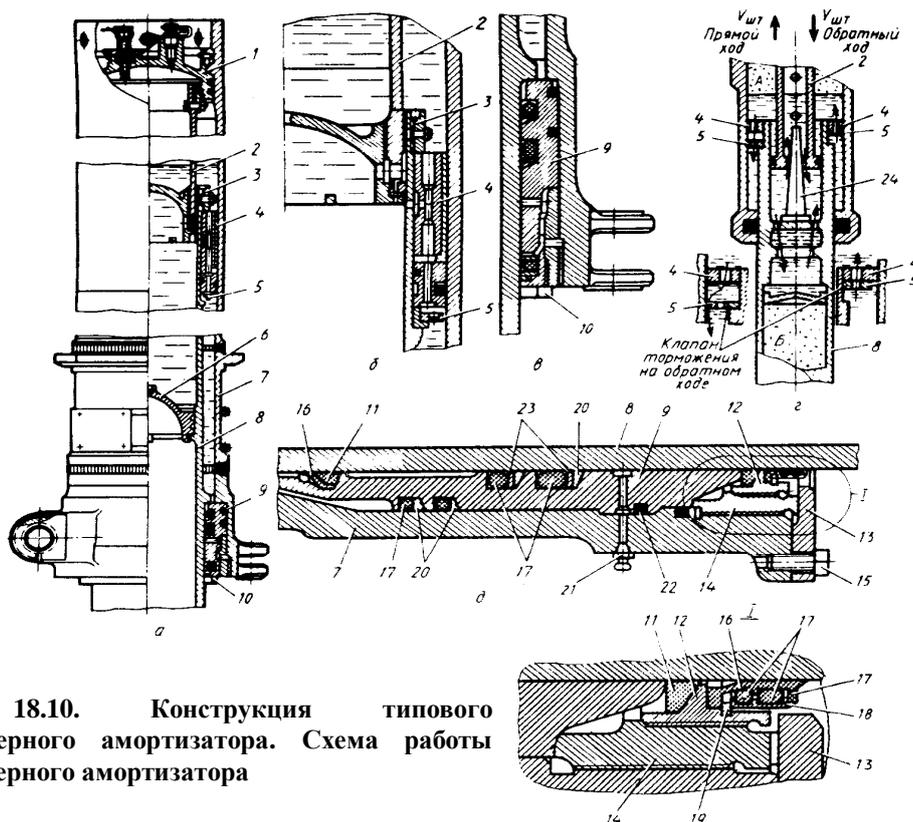


Рис. 18.10. Конструкция типового однокамерного амортизатора. Схема работы двухкамерного амортизатора

Также на рис. 18.10, д: 11 – войлочный сальник; 16 – манжет из капролона; 17 – уплотнительные резиновые кольца; 18 – наружное кольцо из материала Д16Т; 19 – стальное стопорное кольцо; 20 – кольца клиновидные из фторопласта; 21 – пресс-маслёнка; 22 – уплотнительные кольца для удержания смазки; 23 – кольца плоские кожаные. На рис. 18.10, з: 24 – профилированная игла.

Кроме описанного выше жидкостно-газового амортизатора в конструкции опор могут применяться резиновые, пружинные (фрикционные) или жидкостные амортизаторы и их некоторые комбинации.

Резиновые амортизаторы. При рассмотрении ферменных конструкций шасси уже упоминались резиновые пластинчатые амортизаторы, в которых при прямом ходе амортизатора происходит обжатие резиновых пластин и их деформация между прокладками, работа сил, возникающих при этом, частично преобразовывается в тепло и рассеивается в атмосферу. И хотя в таких амортизаторах на обратном ходе возникает трение между пластинами и прокладками, однако малая величина гистерезиса резко ограничивает область применения таких амортизаторов легкими самолетами. Недостатком является и потеря резиной своих упругих свойств при низких температурах.

В резиновых амортизаторах из шнуровой резины гистерезис еще меньше. Здесь резина работает только на растяжение, что еще больше суживает применимость таких амортизаторов.

Пружинно-фрикционные амортизаторы состоят из набора стальных внешних и внутренних колец, которые входят друг в друга при обжатии амортизатора. Работа возникающих при этом сил трения превращается в тепло и рассеивается в окружающую среду. Малая удельная энергоемкость, большая жесткость, неизменная по мере обжатия, и большая масса такого амортизатора сделали его практически неприемлемым на современных самолетах.

Жидкостные амортизаторы. При очень высоких давлениях [(3...5)* 100МПа] жидкость может изменять свой первоначальный объем на 15...20 %. Это обстоятельство используется в жидкостных амортизаторах, представляющих собой толстостенный цилиндр со штоком и поршнем с отверстиями. Уплотнения обеспечиваются кольцом и сальником, затягиваемым гайкой.

Энергия удара поглощается сжатием жидкости в полости цилиндра и работой на преодоление сил гидравлического сопротивления жидкости при перетекании через калиброванные отверстия. Однако очень высокая жесткость таких амортизаторов резко снижает их критическую применимость на современных самолетах, где одной из важнейших проблем является снижение нагрузок на шасси, а отсюда и на планер самолета, особенно при движении самолетов по неровному грунту.

Комбинации рассмотренных видов амортизаторов позволяли улучшать характеристики отдельных их видов, но очень усложняли при этом конструкцию амортизатора, его эксплуатацию и сужали область применения.

Ключевые слова

Шасси, система опор, стойка, амортизатор, замок, тормозное устройство, динамическая нагрузка, колея шасси, боковая нагрузка, продольная база шасси, посадочный угол, стояночная нагрузка, коэффициент безопасности, взлетно-посадочная полоса, ферменное шасси, балочные шасси, ферменно-балочное шасси, телескопические стойки, рычажные стойки, начальный угол наклона рычага α_0 и передаточный коэффициент φ , колебаний типа «шимми», амортизатор, стойка, поршень, шток, траверса, букса, ось, газ – технический азот, АМГ - 10 – авиационно-гидравлическая масла №10, кинетическая энергия, грунт, прямой ход и обратный ход амортизатора, поглощение удара.

Вопросы для самопроверки:

1. Для чего предназначено шасси самолета?
2. Какие основные параметры предъявляются к агрегату шасси?
3. Сколько видов схем шасси существуют, и какие более применимые?
4. Перечислите параметры шасси?
5. Какие нагрузки действуют на шасси самолета?
6. Что называется ферменной конструкцией шасси?
7. Что называется балочной конструкцией шасси?
8. Какие бывают опорные элементы шасси?
9. В чем особенность конструкции передних опор?
10. Что знаете по конструкции авиационных колес?
11. Для чего предназначен амортизатор самолета?
12. Из каких основных элементов состоит амортизатор?
13. Какие виды амортизаторы бывают?
14. Объясните работу жидкостно-газового амортизатора?

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

**ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени ИСЛАМА КАРИМОВА**

ФАКУЛЬТЕТ ИНЖЕНЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Кафедра: «Техническая эксплуатация воздушных судов и оборудования»

**УЧЕБНЫЕ МАТЕРИАЛЫ (МЕТОДИЧЕСКИЕ
УКАЗАНИЯ К ЛАБОРАТОРНЫМ РАБОТАМ)**

**по дисциплине: «АЭРОДИНАМИКА И
КОНСТРУКЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

Лабораторная работа № 1

Изучение классификации самолётов. Классификация самолётов по назначению, аэродинамической схеме и конструктивным признакам.

Многообразие типов самолётов, используемых в народном хозяйстве и в военных целях, обусловило необходимость классификации самолётов и, прежде всего по их назначению. Летные, геометрические и весовые характеристики, общая компоновка, применяемое оборудование, а также конструкция отдельных частей во многом определяются назначением самолёта.

По назначению все самолёты можно разделить на две большие группы – *самолёты гражданской авиации* и *военные*. В каждой из этих групп самолёты можно классифицировать и по специальным задачам, которые они должны выполнять.

Самолёты гражданской авиации предназначены для перевозки пассажиров, грузов, почты и для обслуживания некоторых отраслей народного хозяйства. Они, в свою очередь, могут быть разделены на следующие основные типы: **пассажирские** самолёты, **грузовые** самолёты, самолёты **специального назначения** и **учебные** самолёты.

Пассажирские самолёты предназначены для перевозки пассажиров, багажа и почты. В зависимости от дальности полёта, количества перевозимых пассажиров, размеров и типа взлетно-посадочных полос, эти самолёты делятся на межконтинентальные, магистральные и самолёты местных линий.

От пассажирских самолётов, кроме общих требований, требуется удобства размещения пассажиров, обеспечение им комфорта, создание наиболее благоприятных условий для жизнедеятельности человеческого организма жизнедеятельности человеческого организма.

Грузовые самолёты предназначены для перевозки различных грузов и могут существенно различаться как по своим размерам, так и по грузоподъёмности*. Во всех случаях они должны быть экономически рентабельными, иметь большие внутренние объёмы в фюзеляже, позволяющие размещать самые разнообразные грузы, наличие больших грузовых дверей, более прочным полом, а также располагать автономными средствами, обеспечивающие быструю погрузку и разгрузку.

Самолёты специального назначения, применяемые в различных областях народного хозяйства и выполняющие самые различные задачи, отличаются от пассажирских и грузовых самолётов особым оборудованием и, в отдельных случаях, большей ёмкостью баков для топлива. Эти самолёты разделяются на множество видов, каждый из которых специально оборудован для выполнения определенной работы.

Это самолёты сельскохозяйственной (используются для посева и борьбы с вредителями полей и садов, борьбы с сорняками, подкормки с воздуха различных сельскохозяйственных культур минеральными удобрениями), санитарной (для перевозки больных и медицинского персонала), полярной авиации, самолёты для геологической воздушной разведки, ледовой разведки при проводке караванов судов, обнаружения косяков рыбы в море, для охраны лесов от пожаров, для аэрофотосъёмочной работ исследования верхних слоев атмосферы.

Учебные самолёты, служащие для подготовки и тренировки пилотов. Они подразделяются на самолёты первоначального обучения и переходные. Самолёты первоначального обучения – это двухместные (инструктор и обучающийся) самолёты, достаточно простые в освоении и технике пилотирования, имеют обычно небольшую скорость. Переходные самолёты служат для обучения пилотов полётам на находящихся в эксплуатации серийных самолётах, имеют более высокие летные данные и более сложное оборудование. Они также предназначены для тренировки лётчиков с целью поддержания летного мастерства.

Военные самолёты предназначены для выполнения различных боевых задач, служат

* **Грузоподъёмность** – вес грузов, в том числе и пассажиров, перевозимых на самолёте, при выполнении того или иного полёта при заданном полётном весе и запасе топлива. Иногда вместо термина «**грузоподъёмность**» пользуются термином «**полезная нагрузка**».

для нанесения ударов с воздуха по военным объектам, коммуникациям, живой силе и технике противника в его тылу и в прифронтовой полосе, для защиты своих объектов и войск от авиации противника, для высадки десантов, транспортировки войск, техники и грузов, для разведки, связи и т.п.

В зависимости от конкретного назначения военные самолёты можно разделить на следующие типы:

1) **Бомбардировщики**, назначением которых является нанесение бомбовых ударов по важнейшим объектам, узлам коммуникаций, местам сосредоточения техники и живой силы противника в его тылу.

2) **Истребители**, которые служат для борьбы с авиацией противника. Они, в свою очередь, могут быть разделены на несколько видов:

а) **истребители сопровождения**, предназначенные для защиты от авиации противника своих бомбардировщиков, выполняющих боевую задачу;

б) **фронтовые истребители**, обеспечивающие защиту своих войск от авиации противника над полем боя и прифронтовой полосе;

в) **истребители противовоздушной обороны – истребители-перехватчики**, назначением которых является перехват и уничтожение бомбардировщиков противника.

3) **Истребители–бомбардировщики**, снабженные бомбами, ракетным и пушечным вооружением и служащие для нанесения ударов по объектам в районе передовых позиций и в ближнем тылу противника и для уничтожения его авиации.

4) **Военно-транспортные самолёты**, используемые для высадки десантов, транспортировки войск, техники и различных грузов.

5) **Самолёты-разведчики**, предназначенные для ведения воздушной разведки в тылу противника и над театром военных действий.

б) **Вспомогательные самолёты**, куда относятся **самолёты-корректировщики, самолёты связи, санитарные**.

Классификация самолётов **по конструктивным признакам** (по схеме) производится с учётом взаимного расположения, формы, количества и типа отдельных составляющие самолёт агрегатов.

Все существующие в настоящее время самолёты можно объединить в следующие группы, различающиеся по конструктивным признакам:

1) число и расположение крыльев;

2) типу фюзеляжа;

3) типу и расположению оперения;

4) типом шасси;

5) числу, типу и расположению двигателей.

Полностью охарактеризовать схему самолёта можно лишь на основании всех этих пяти признаков.

По числу крыльев самолёты разделяются на **бипланы** и **монопланы**.

Биплан представляет собой самолёт с двумя крыльями расположенными одно под другим и скрепленными между собой стойками и расчалками для обеспечения достаточной прочности и жесткости. К преимуществам самолёта такого типа можно отнести хорошую маневренность за счёт малого размаха крыльев по отношению к размаху крыльев самолёта-моноплана (при одной и той же площади) и простоту изготовлению крыльев, так как у биплана они преимущественно деревянные с полотняной обшивкой. Однако биплан имеет и ряд существенных недостатков, к которым относятся: большое лобовое сопротивление из-за наличия межкрыльевых стоек и расчалок, которое снижает скорость полёта самолёта, затруднена установка двигателей в зоне крыла. В современной авиации самолёты-бипланы встречаются редко. В гражданской авиации эксплуатируются самолёт-биплан Ан-2 (1948 год).

Биплан, у которых одно из крыльев короче другого, получили название полуторапланом.

Монопланы представляет собой самолёт с одним крылом. Схема моноплана дает возможность устанавливать двигатели на крыле, а внутри крыла размещать топливные баки. Общее лобовое сопротивление у моноплана ниже, чем у биплана.

По расположению крыла относительно фюзеляжа самолёта разделяются на **низкопланы, высокопланы и среднепланы**.

В гражданской авиации распространены низкопланы и высокопланы, среднепланы встречаются в военной авиации.

Каждая из этих конструкций имеет свои положительные качества и недостатки.

Низкоплан – самолёт с нижним расположением крыла относительно оси фюзеляжа. С аэродинамической точки зрения низкоплан является менее выгодным, так как в зоне стыка крыла и фюзеляжа нарушается плавность обтекания и возникает дополнительное сопротивление, обусловленное взаимным влиянием крыла и фюзеляжа, называемым интерференцией. Существует ряд конструктивных мер, при помощи которых можно уменьшить сопротивление интерференции. К таким мерам относятся:

- наивыгоднейшее положение крыла относительно фюзеляжа по высоте;
- установка заливов в местах, где крыло соединяется с фюзеляжем, для улучшения обтекания в зоне перехода от крыла к фюзеляжу.

Кроме того, нижнее расположение крыла дает плохой обзор вниз из окон пассажирских кабин, не удается полностью обезопасить двигатели, расположенные на крыле или под крылом, от засасывания при работе на земле пыли и грязи с взлетной полосы аэродрома.

Многие современные самолёты – монопланы различного назначения являются низкопланы, особенно такая схема характерна для пассажирских самолётов. Это объясняется тем, что низкопланы наряду с недостатками имеют ряд достоинств:

- основные фермы шасси получаются не высокими, более легкими, с менее сложным механизмом уборки;
- в конструктивном отношении легче расположить хвостовое оперение выше крыла, тем самым не затенять его воздушным потоком, сбегаящим с крыла;
- эффективнее используется площадь под фюзеляжем для размещения механизации крыла (например, посадочных щитков);
- близкое расположение крыла от поверхности земли дает наибольший эффект приращения подъёмной силы при посадке (экранирующего влияния земли);
- меньшая опасность для экипажа и пассажиров при аварийной посадке, так как при такой схеме приземление происходит на крыло, кроме того, значительно снижается возможность капотирования;
- проще и удобнее обслуживание силовых установок на стоянке самолёта при размещении двигателей на крыле;
- при аварийной посадке самолёта на воду сохраняется хорошая плавучесть.

Среднеплан – самолёт, у которого крыло расположено примерно на середине высоты фюзеляжа.

Это дает следующее преимущества:

- взаимное влияние (интерференция) двух главных и самых больших частей самолёта – крыла и фюзеляжа, определяющее общее сопротивление самолёта, наименьшее и это качество дает возможность повысить скорость;
- конструктивно проще осуществлять уборку шасси в гондолы двигателей (при расположении последних в крыле) или специальные гондолы под крылом;
- внутри фюзеляжа под крылом удобно размещать отсеки для грузов.

К недостаткам самолёта со средним расположением крыла следует отнести:

- неизбежное ухудшение обзора лётчиков назад;
- необходимость пропускать продольные силовые элементы крыла через фюзеляж, что затрудняет размещение в этом месте (в средней части фюзеляжа) грузов, оборудования и пассажиров.

Высокоплан – самолёт, у которого крыло расположено в верхней части фюзеляжа.

Преимуществами высокоплана являются:

- обеспечивается очень хороший обзор нижней полусферы лётчикам и пассажирам;
- конструктивно упрощается внутри фюзеляжа пассажирские салоны и грузовые отсеки, при этом существенно расширяются возможности механизации загрузки и выгрузки крупногабаритных грузов;
- размещение двигателей высоко от поверхности взлетно-посадочной полосы уменьшает возможность попадания в них различных посторонних частиц поверхности аэродрома;
- уменьшается интерференция между крылом и фюзеляжем.

К недостаткам такой схемы относятся:

- конструктивно усложняется уборка шасси в крыло благодаря увеличению высоты стоек подкрыльных ног и утяжелению конструкции шасси;
- неизбежное увеличение высоты фюзеляжа и, следовательно, его миделя;
- усложнение обслуживания силовых установок при расположении двигателей на крыле;
- необходимость усиления конструкции нижней части фюзеляжа (для обеспечения безопасности при посадке с убранными шасси), что приводит к утяжелению конструкции фюзеляжа;
- высокое расположение крыла затрудняет обслуживания крыла, заправки топливных и масляных баков.

В каждой из рассмотренных схем крыло, кроме узлов крепления его к центроплану и фюзеляжу, может иметь подкосы. По этому признаку монопланы разделяются на свободнонесущие и подкосные.

Свободнонесущее крыло следует рассматривать как консольную балку, а подкосное или расчалочное – как балку на двух опорах с консолью.

Изгибающие моменты при одинаковых размерах и нагрузках крыла у подкосного моноплана существенно меньше, чем у свободнонесущего.

Следовательно, при равных размерах и нагрузках подкосное крыло получается легче, чем свободнонесущее. Вместе с тем подкос создает добавочное сопротивление, поэтому подкосное крыло аэродинамически менее выгодно, чем свободнонесущее. Этим объясняется широкое применение на самолётах схем моноплана со свободнонесущим крылом.

По типу фюзеляжа самолёты разделяются на однофюзеляжные, двухбалочные с гондолой и «летающее крыло». Подавляющее большинство современных самолётов имеет один фюзеляж, в котором размещаются экипаж, пассажиры, оборудование и грузы. К фюзеляжу крепится крыло и хвостовое оперение. Фюзеляжи, которые не несут хвостовое оперение, называются гондолами. Оперение у таких самолётов поддерживается двумя балками, и самолёты при этом называют двухбалочными. Такая схема удобна для грузовых самолётов, так как в задней части гондолы можно сделать большие люки для погрузки крупногабаритных грузов.

У самолётов могут быть два фюзеляжа и может не быть фюзеляжа совсем. Самолёт без фюзеляжа называется «летающим крылом». Фюзеляж заменяет вмонтированная в крыло гондола, если масса самолёта небольшая и не удастся разместить все грузы в толще крыла. Если же самолёт имеет большие размеры, то функции фюзеляжа выполняет само крыло.

Расположение оперения на самолёте в значительной степени определяет так называемую «аэродинамическую схему самолёта», зависящую от количества и взаимного расположения его несущих поверхностей. По этому признаку современные самолёты-монопланы делятся на три схемы:

- схему «нормальную» или «классическую», у которой оперение (ГО - горизонтальное оперение-стабилизатор и руль высоты, ВО - вертикальное оперение-киль и руль поворота (направления)) размещается позади крыла;
- схему с передним расположением горизонтального оперения - схему «утка»;

- схему без горизонтального оперения – схему «бесхвостка», вертикальное оперение находится на крыле или фюзеляже. Очень тяжелые бесхвостые самолёты могут быть выполнены по схеме «летающее крыло».

Наибольшее распространение получили самолёты с расположением позади крыла. Оперение может быть однокилевым, многокилевым и V-образным. Наибольшее распространение в настоящее время получило однокилевое оперение.

По типу шасси самолёты подразделяются на сухопутные, гидросамолёты и амфибии. В зависимости от условий взлёта и посадки самолёты могут иметь шасси колесное, лыжное, поплавковое – тип опорного элемента.

Шасси сухопутных самолётов бывает колесным, лыжным и гусеничным. На сухопутных самолётах наибольшее распространение получили колесные шасси.

Гидросамолёты бывают лодочные и поплавковые. У лодочных фюзеляж служит для размещения экипажа, пассажиров, грузов и оборудования, а также для взлёта с водной поверхности и посадки в нее.

У гидросамолётов поплавковой схемы для взлёта и посадки служат специальные поплавки.

Гидросамолёты, снабженные убирающимися сухопутными шасси, могут совершать взлет и посадку, как на сушу, так и на воду. Они получили название амфибий.

По типу двигателей самолёты можно разделить на поршневые, турбовинтовые и турбореактивные. У самолётов с поршневыми двигателями тяга создается с помощью воздушных винтов. К турбовинтовым относятся самолёты, у которых 80-90% тяги создают воздушные винты, а остальные 20-10% получается за счёт прямой реакции газов, истекающих из реактивного сопла. У турбореактивных самолётов тяга силовой установки образуется вследствие реакции струи газов, вытекающих из двигателя.

В гражданской авиации к самолётам с поршневыми двигателями относятся Як-18Т, Ан-2, Ил-14, с турбовинтовыми двигателями – Ил-18, Ту-114, Ан-12, Ан-24 и с турбореактивными двигателями – Ту-104, Ту-134, Ил-62, Як-40, Ту-154 и ряд других.

По числу двигателей самолёты различаются на однодвигательные (Як-18Т, Ан-2), двухдвигательные (Ту-134, Ту-204), трехдвигательные (Ту-154, Як-42), четырёхдвигательные (Ил-62, Ил-76, Ил-86, Ил-96), шестидвигательные (Ан-225 «Мрия»), восьмидвигательные (АНТ-20 «Максим Горький»). В настоящее время в гражданской авиации распространены первые четыре типа. Постановка двух и более двигателей на самолёт диктуется созданием большой энерговооруженности, а следовательно, безопасностью полёта. При остановке одного из двигателей самолёт может продолжать полёт. Увеличение числа двигателей более четырех не является целесообразным, так как при этом затрудняется синхронизация управления двигателями, а также усложняется обслуживание силовых установок.

Расположение двигателей на самолёте зависит от их типа и количества, они могут быть размещены на различных частях самолёта: на крыле и под крылом, в фюзеляже и на фюзеляже.

Важно двигатели разместить так, чтобы не нарушались нужные аэродинамические формы крыла и фюзеляжа, а изменение тяги не оказывало бы существенного влияния на балансировку самолёта и его устойчивость. Размещение двигателя должно обеспечить хороший подход к агрегатам при обслуживании, а также простоту его замены.

Поршневые и турбовинтовые двигатели чаще всего располагают на крыле (у многомоторных самолётов), в носовой части фюзеляжа и над фюзеляжем (на гидросамолётах, где требуется удалить двигатель и винт от поверхности воды).

Реактивные двигатели могут располагаться внутри фюзеляжа, внутри крыла либо под крылом, в хорошо обтекаемых гондолах и на фюзеляже. Размещение двигателя полностью внутри крыла возможно только на самолётах больших размеров и с не очень тонким крылом. При размещении двигателей внутри крыла у самолёта могут быть сохранены достаточно хорошие аэродинамические формы.

Большое количество самолётов имеет турбореактивные двигатели, расположенные с боков фюзеляжа в хвостовой его части (двухдвигательный самолёт Ту-134, четырёхдвигательный Ил-62 и трехдвигательные Як-40 и Ту-154). Такое размещение двигателей имеет ряд преимуществ по сравнению с установкой их на крыле: при отказе одного двигателя возникает небольшой разворачивающий момент, крыло, освобожденное от мотогондол и лишённое надстроек, имеет хорошие аэродинамические качества, так как двигатели, являющиеся источником шума, удалены назад по полету, то значительно снижается шум в пассажирской кабине: удобный подход к силовым установкам при техническом обслуживании, обеспечение большей противопожарной безопасности, так как двигатели удалены от топливных баков на значительные расстояния.

Недостатки такого расположения двигателей следующие: более усиленная, а значит, и более тяжелая хвостовая часть фюзеляжа, удлинение коммуникаций управления двигателем, ухудшение путевой устойчивости (относительно оси Y) вследствие удлинения носовой части фюзеляжа.

ВАРИАНТЫ для лаборатории

№	Тип самолёта и (или) его модификации
1	Б 737
2	Б 747
3	Б 757
4	Б 767
5	Б 777
6	Б 787
7	А 300
8	А 300-600ST
9	А 320
10	А 330
11	А 340
12	А 350
13	А 380
14	MD-11

№	Тип самолёта и (или) его модификации
15	Ил-62
16	Ил-76
17	Ил-86
18	Ил-96
19	Ил-114
20	Ту-154М
21	Ту-204
22	Ту-334
23	Ту-144
24	Ан-22
25	Ан-24
26	Ан-124
27	Ан-148
28	Ан-225

Задано: Тип самолёта (по варианту).

Задача.

Классифицировать выбранный самолёт по следующим признакам:

- 1) по назначению (кроме того, коротко дать информацию по летно-техническим характеристикам самолёта);
- 2) по аэродинамической схеме (дайте определение выбранной аэродинамической схеме);
- 3) по конструктивным признакам (вместе с коротким пояснением):
 - по крылу: вид в плане, расположение крыла относительно фюзеляжа, число и способ крепления крыла;
 - по оперению: взаимное расположение оперения;
 - по фюзеляжу (тип фюзеляжа);
 - по шасси: схема шасси – взаимное расположение опор, тип опорного элемента;
 - по двигателям: тип двигателя, число и расположения двигателя на самолёте.

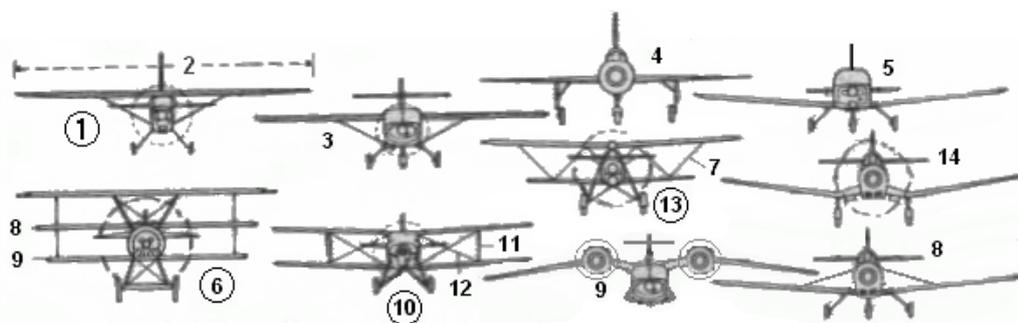
Прилагать электронную версию источника информации.

КЛАССИФИКАЦИЯ САМОЛЕТОВ ПО КОНСТРУКТИВНЫМ ПРИЗНАКАМ

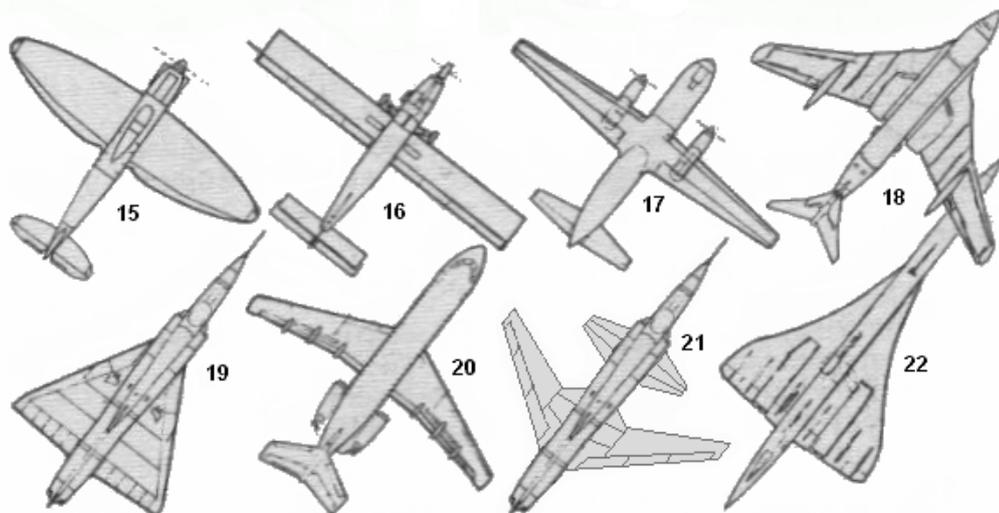
	ИЗЛОЖЕН	ВЫЛОЖЕН
1	По расположению крыла относительно фюзеляжа	
2	По числу и способу крепления крыльев	<div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div style="text-align: center;"> <p>свободнонесущий моноплан</p> </div> <div style="text-align: center;"> <p>повислый моноплан свободнонесущий</p> </div> <div style="text-align: center;"> <p>расширенно-скелетный биплан</p> </div> </div>
3	По схеме фюзеляжа	<div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div style="text-align: center;"> <p>нормальная</p> </div> <div style="text-align: center;"> <p>двухблочный стандартной</p> </div> <div style="text-align: center;"> <p>двухфюзеляжная</p> </div> </div>
4	По схеме планов (по расположению оперения)	<div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div style="text-align: center;"> <p>трапециевидное</p> </div> <div style="text-align: center;"> <p>трапециевидное с заливкой хвостовой операцией</p> </div> <div style="text-align: center;"> <p>многосекционное</p> </div> </div>
5	По схеме оперения (по количеству относительно оперения)	<div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div style="text-align: center;"> <p>нормальное (плубное)</p> </div> <div style="text-align: center;"> <p>"Г"-образное</p> </div> <div style="text-align: center;"> <p>"Г"-образное</p> </div> <div style="text-align: center;"> <p>"У"-образное</p> </div> <div style="text-align: center;"> <p>"П"-образное (кресло)</p> </div> </div>
6	По расположению двигателей	<div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div style="text-align: center;"> <p>на гонимых крыльях</p> </div> <div style="text-align: center;"> <p>на передних частях крыла</p> </div> <div style="text-align: center;"> <p>на передних частях по бокам фюзеляжа</p> </div> <div style="text-align: center;"> <p>в хвостовой части фюзеляжа</p> </div> </div>

КЛАССИФИКАЦИЯ САМОЛЕТОВ ПО КОНСТРУКТИВНЫМ ПРИЗНАКАМ

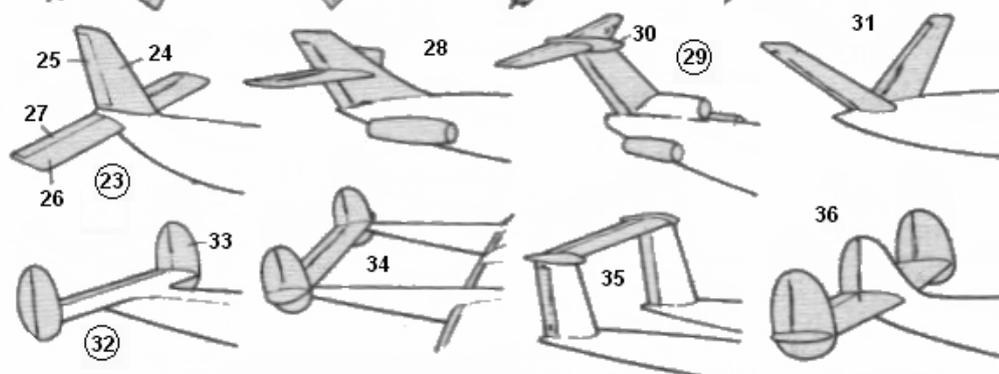
I По расположению крыла



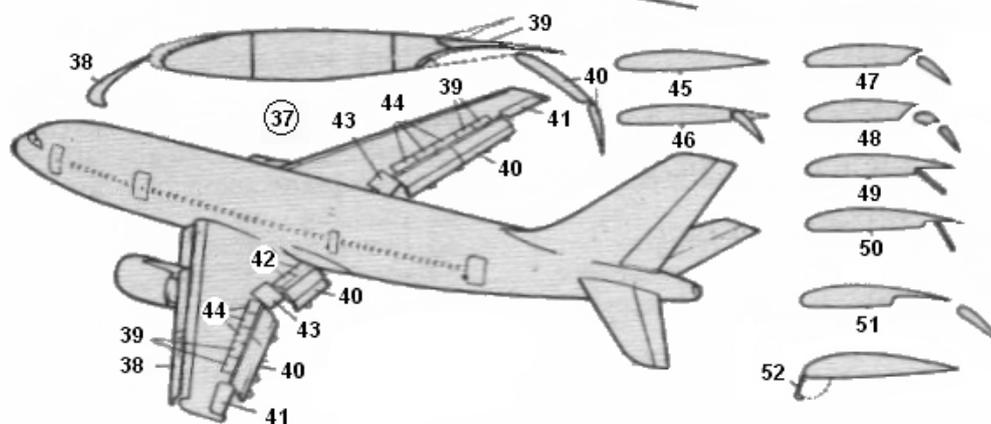
II По форме крыла в плане



III По схеме оперения



IV По типу механизации крыла



КЛАССИФИКАЦИЯ САМОЛЕТОВ ПО КОНСТРУКТИВНЫМ ПРИЗНАКАМ

№	Название на английском языке	Смысловой перевод	Русский эквивалент	Ўзбекчаси
1	high-wing monoplane (high wing plane)	моноплан с высокорасположенным крылом	высокоплан	юкориплан
2	span	размах	размах	канот қулочи
3	shoulder-wing monoplane	моноплан с подкосным крылом	подкосный высокоплан	тирсакли юкориплан
4	midwing monoplane	среднеплан	среднеплан	ўртаплан
5	low-wing monoplane	низкоплан	низкоплан	пастплан
6	triplan	триплан	триплан	триплан (учплан)
7	slant	раскос	раскос	огма туткич
8	shoulder-low-wing monoplane	низкоплан с подкосным крылом	подкосный низкоплан	тирсакли пастплан
9	high-wing monoplane with gull wings	высокоплан с крылом «чайка»	схема «чайка»	«чайка» шакли
10	biplane	биплан	биплан	биплан (иккиплан)
11	strut	стойка	стойка	тик туткич
12	cross bracing wires	перекрестные крепящие провода	расчалки	расчалкалар
13	sesquiplane	полутораплан	полутораплан	биряримплан
14	low-wing monoplane with cranked wings (inverted gull wings)	колениобразная чайка с обратным (инвертированным) крылом	схема обратная «чайка»	акс «чайка» шакли
15	elliptical wing	эллиптическое крыло	эллиптическое крыло	эллиптик канот
16	rectangular wing	прямоугольное крыло	прямоугольное крыло	тўғри канот
17	tapered wing	трапециевидное крыло	трапециевидное крыло	трапециясимон канот
18	crescent wing	треугольное крыло с напльвом	стреловидное крыло с изломом по передней кромке	олд кирраси синик найзасимон канот
19	delta wing	дельтаобразное треугольное крыло	треугольное крыло	учбурнак канот
20	swept-back wing with positive sweepback	стреловидное крыло с положительным углом стреловидности	стреловидное крыло	найзасимон канот
21	swept-back wing with negative sweepback	стреловидное крыло с отрицательным углом стреловидности	крыло с обратной стреловидностью	тескари найзасимон канот
22	ogival wing	оживальное крыло	оживальное крыло	оживал канот
23	normal tail	нормальный хвост	нормальная схема оперения	нормал схемадаги (мувозанатловчи аэродинамик юзалаар)
24	vertical stabilizer	вертикальный стабилизатор	киль	киль
25	rudder	руль	руль направления	йуналиш рули
26	tailplane (horizontal stabilizer)	горизонтальный стабилизатор	стабилизатор	стабилизатор
27	elevator	руль высоты	руль высоты	баландлик рули
28	cruciform tail	крестообразный хвост	крестообразное оперение	хочсимон оперение
29	T-tail	T-образный хвост	T-образное оперение	«Т» симон оперение
30	lobe	кусок	кок, обтекатель	кок, обтекатель
31	V-tail	V-образный хвост	V-образное оперение	«V» симон оперение
32	double tail unit	удвоенный хвост	разнесенное двухкилевое оперение	икки килли ажратилган оперение
33	end plate	конечная пластина	боковой киль	ёнбош киль
34	double tail unit (ywin tail unit) of a twin-boom aircraft	двухкилевое оперение двубалочного самолета	двухкилевое оперение самолта с двубалочным фюзеляжем	икки килли оперение
35	raised horizontal tail with double booms	поднятый ГО двубалочного самолета	П-образное оперение	«П» симон оперение
36	triple tail unit	трехкилевое оперение	трехкилевое оперение	уч килли оперение
37	system of flaps	система механизации	механизация крыла	канот механизацияси
38	extensible slat	расширяемый предкрылок	выдвижной предкрылок	силжувчи олдканот
39	spoiler	спойлер	спойлер	спойлер
40	double-slotted Fowler flap	2-х щелевые закрылки Фаулера	2-х щелевые закрылки Фаулера	2 тиркишли Фаулер орка канотчалари
41	outer aileron (low-speed aileron)	внешний элерон (элерон малых скоростей)	внешний элерон (элерон малых скоростей)	ташки элерон (паст тезликлар элерони)
42	inner spoiler (landing flap, lift dump)	внутренний спойлер (посадочный щиток, гасители подъемной силы)	внутренний интерцептор	ички интерцептор
43	inner aileron (all-speed aileron)	внутренний элерон (элерон всех скоростей)	внутренний элерон	ички элерон
44	brake flap	тормозные щитки	интерцепторы (тормозные щитки)	интерцепторлар (тормозлаш щитлари)
45	basic profile	основной профиль	основной профиль	асосий профиль
46	normal flap	нормальный закрылок	отклоняемый закрылок	огувчи орка канотча
47	slotted flap	щелевой закрылок	щелевой закрылок	тиркишли орка канотча
48	double-slotted flap	2-х щелевой закрылок	2-х щелевой закрылок	2 тиркишли орка канотча
49	plain split flap	гладко-разделенный закрылок	плоский отклоняемый закрылок	эгилювчи текис орка канотча
50	zap flap	выдвижной закрылок	плоский выдвижной закрылок	сурилувчи текис орка канотча
51	Fowler flap	закрылок Фаулера	закрылок Фаулера	Фаулер орка канотчаси
52	Krüger flap	предкрылок Крюгера	предкрылок Крюгера	Крюгер олдканотчаси

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОЛЯ СКОРОСТНЫХ НАПОРОВ В РАБОЧЕЙ ЧАСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ

Цель работы:

1. Определить коэффициент поля скоростных напоров по одному из диаметров рабочей части трубы.
2. Построить кривые распределения коэффициентов поля скоростных напоров по диаметру рабочей части.
3. Оценить неравномерности воздушного потока.

Краткие общие сведения:

При создании аэродинамических труб необходимо обеспечить требуемые условия обтекания испытуемых тел. Этими условиями являются равномерность и устойчивость потока в рабочей части трубы, которые достигаются применением тех или иных конструктивных методов в процессе отладки и освоения аэродинамической трубы. Одним из факторов, определяющих равномерность и устойчивость потока в рабочей части трубы, является равномерность поля скоростных напоров по всем сечениям рабочей части аэродинамической трубы.

Мерой отклонения величин местных значений скоростного напора от средней величины является коэффициент поля скоростного напора.

$$\mu_m = \frac{q_m}{q_{к.нас.}}$$

где q_m – скоростной напор в произвольной точке сечения рабочей части;
 $q_{к.нас.}$ – скоростной напор по контрольному насадку.

Среднее значение коэффициентов поля скоростных напоров будет

$$\mu_{ср} = \frac{\sum_1^n \mu_m}{n}.$$

Принципиальная схема установки:

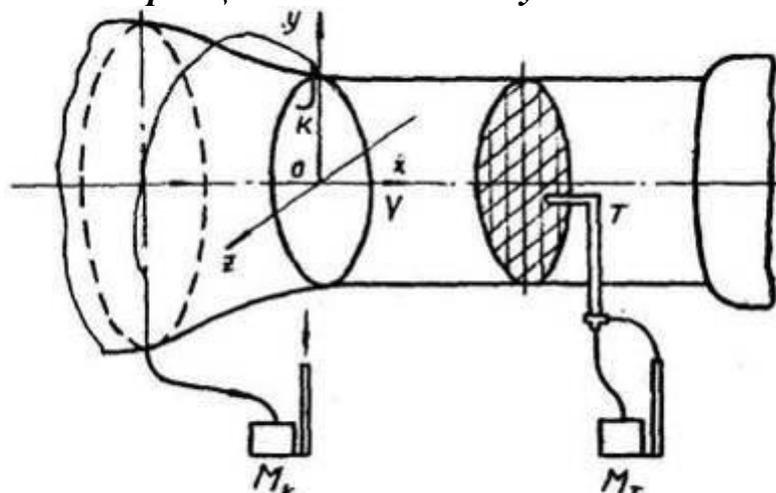


Рис. 1. Схема проведения опыта

Работа по определению коэффициента поля скоростных напоров производится по схеме на рис. 1 с помощью тарированного насадка T , закрепленного в координатнике. Насадок должен передвигаться вдоль выбранного для исследования диаметра рабочей части. Точки, в которых измеряется скоростной напор, располагаются друг от друга на расстоянии 50 мм в центре исследуемого сечения, и 10 мм у границ потока. Скоростной насадок T соединяется с микроманометром M_m , который служит для измерения скоростного напора в данной точке сечения.

Контрольный насадок K служит для определения контрольного скоростного напора, который измеряется одновременно с измерением скоростного напора в точке. Контрольный насадок соединен с микроманометром M_k .

Величина скоростей V_T и V_K вычисляются по формуле

$$V_{\infty} = \sqrt{\frac{23,51}{p_a} \xi \gamma k K (273 + t^{\circ}) A \frac{M}{сек}}$$

и подставляются в соответствующие выражения для μ_m .

По найденным значениям μ_m строится график $\mu_m = f(\bar{r})$ (рис. 2), где

$$\bar{r} = \frac{r}{R_m}$$

r – расстояние от отверстия полного давления насадка T до оси рабочей части трубы;

R_m – радиус рабочей части трубы.

Максимальная неравномерность поля скоростных напоров оценивается по формуле:

$$\Delta\mu = \frac{\mu_{m.max} - \mu_{cp}}{\mu_{cp}} \times 100\%,$$

где: $\mu_{m.max}$ – максимальное значение коэффициента поля скоростного напора в точке сечения рабочей части;

μ_{cp} – среднее значений коэффициента поля скоростных напоров.

Описание установки:

1. Два микроманометра.
2. Два насадка для определения скорости потока в точке и контроля постоянства скорости в рабочей части.
3. Координатник для перемещения насадка.
4. Резиновые шланги, тройники и другие детали, необходимые для соединения насадков с их микроманометрами.

Порядок выполнения работы:

1. Собрать схему для замера скоростного напора.
2. Установить насадок на координатник.
3. Произвести эксперимент.
4. Разобрать схему.

5. Обработать результаты опыта и построить график $\mu_m = f(\bar{r})$.

6. Вычислить $\mu_{\text{ср}}$ и $\Delta\mu$.

Формулы для расчетов:

$$\mu_{\text{ср}} = \frac{\sum_{i=1}^n \mu_m}{n}.$$

$$\mu_m = \frac{q_m}{q_{\text{к.нас}}} = \frac{\left(\frac{\rho V^2}{2}\right)_{\text{Г}}}{\left(\frac{\rho V^2}{2}\right)_{\text{К.НАС}}} = \frac{A_{\text{Г}}}{A_{\text{К.НАС}}}.$$

$$\Delta\mu = \frac{\mu_{\text{m.max}} - \mu_{\text{ср}}}{\mu_{\text{ср}}} \times 100\%$$

Таблица

Протокол эксперимента:

1	$r_i, \text{ мм}$	0	50	100	150	200	210	220	230	240	250	260	270
2	\bar{r}_i	0	0,2	0,4	0,6	0,8	0,84	0,88	0,92	0,96	1	1,04	1,08
3	$A_{mi}, \text{ мм}$												
4	$A'_{mi}, \text{ мм}$												
5	μ_{mi}												

Обработка результатов опыта. Графики:

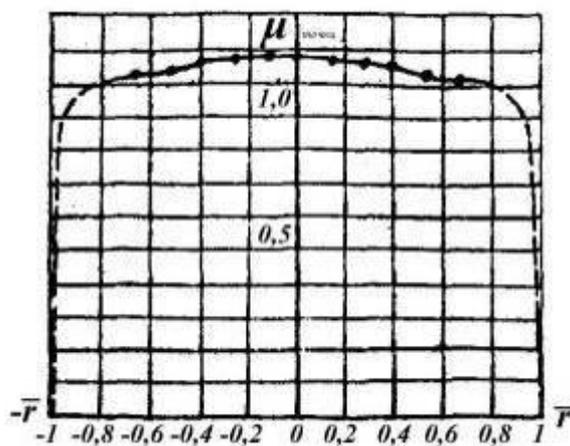


Рис. 2. График распределения $\mu_{\text{Г}}$ по диаметру рабочей части аэродинамической трубы

Выводы:

Контрольные вопросы:

1. Какова цель этой лабораторной работы?
2. Чем определяется степень равномерности поля скоростных напоров в рабочей части аэродинамической трубы?

Лабораторная работа № 3
ОПРЕДЕЛЕНИЕ СТЕПЕНИ НАЧАЛЬНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ ПОТОКА
В РАБОЧЕЙ ЧАСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ С ПОМОЩЬЮ
ДРЕНИРОВАННОГО ШАРА

Цель работы:

1. Определить, критическое число Рейнольдса.
2. Выяснить характер влияния турбулентности потока на лобовое сопротивление.
3. Установить степень турбулентности потока аэродинамической трубы.

Краткие общие сведения:

Одной из важнейших характеристик аэродинамической трубы является начальная турбулентность потока в ее рабочей части, существенно влияющая на характер обтекания испытуемых тел. Наличие в аэродинамических трубах вентиляторов, поворотных лопаток, спрямляющих решеток, различных выступов, недостаточная гладкость внутренней поверхности трубы являются причинами того, что воздушный поток в трубе всегда в той или иной степени является турбулизованным.

Высокая степень турбулентности потока способна вызвать преждевременный переход пограничного слоя на поверхности тела от ламинарного режима течения к турбулентному, сместить вперед по телу точку перехода, изменить сопротивление трения и т. д., т. е. оказать на обтекание тела воздействие аналогичное увеличению числа Re . В обычных условиях свободного полета в спокойной атмосфере турбулентность пренебрежимо мала. Поэтому, для определения влияния числа Re необходимо максимально уменьшить степень турбулентности ε в рабочей части трубы.

Величина $\varepsilon = \frac{\sqrt{\Delta V^2}}{V_{cp}}$ представляет собой отношение средней квадратичной величины пульсационной скорости к усредненной скорости потока; ε обычно выражается в процентах:

$$\varepsilon\% = \frac{\sqrt{\Delta V^2}}{V_{cp}} \times 100\%.$$

Для современных малотурбулентных труб ε имеет порядок $0,2 \div 0,3\%$. Столь значительное уменьшение степени турбулентности потока осуществляется, в частности, за счет более совершенного изготовления вышеперечисленных элементов трубы: путем увеличения поджатия потока перед рабочей частью трубы (поджатием потока называют отношение площади поперечного сечения трубы перед коллектором к площади поперечного сечения трубы на выходе из коллектора), увеличением размеров форкамеры, установкой сеточных фильтров, размельчающих крупные вихри и создающих поток с малыми пульсациями, которые успевают погаснуть в форкамере.

Рассмотрим экспериментальные методы определения степени турбулентности аэродинамических труб. Так, многочисленными опытами установлена высокая чувствительность шара к структуре воздушного потока в

рабочей части трубы. Испытания шара в аэродинамических трубах с различной турбулентностью дают различные значения коэффициентов лобового сопротивления.

Как видно из рис. 1 в некотором малом диапазоне чисел Re происходит резкое падение величины коэффициента лобового сопротивления. Это явление получило название «кризиса сопротивления», объясняющегося изменением режима течения в пограничном слое на поверхности шара. При очень малых числах $Re < 10$ пограничный слой практически отсутствует, т. е. обтекание близко к потенциальному. При увеличении числа Re на поверхности шара образуется пограничный слой, который отрывается от поверхности в точке S ($\theta \approx 83^\circ$) расположенной за точкой M минимума давлений (рис. 3). При таком характере обтекания в кормовой части шара создается обширная зона разрежения, в результате чего возникает большое сопротивление, обусловленное в первую очередь значительной величиной сопротивления давления. Оторвавшийся с поверхности шара пограничный слой в некоторой точке T , переходит из неустойчивого ламинарного состояния в турбулентное. По мере увеличения числа Re точка T , называемая точкой перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный, приближается к точке S отрыва пограничного слоя и, наконец, совпадает с ней. С этого момента слой вблизи точки отрыва турбулизуется и при дальнейшем увеличении числа Re точка отрыва S перемещается вниз по течению из положения ($\theta = 83^\circ$) в крайнее заднее ($\theta = 140^\circ$).

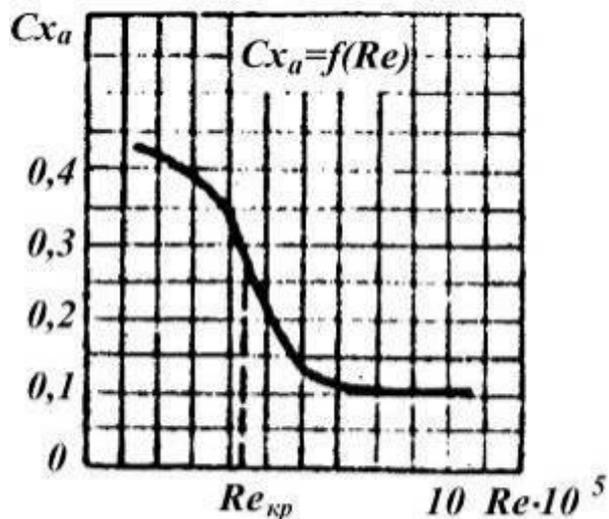


Рис. 1. Зависимость коэффициента лобового сопротивления шара от числа Re

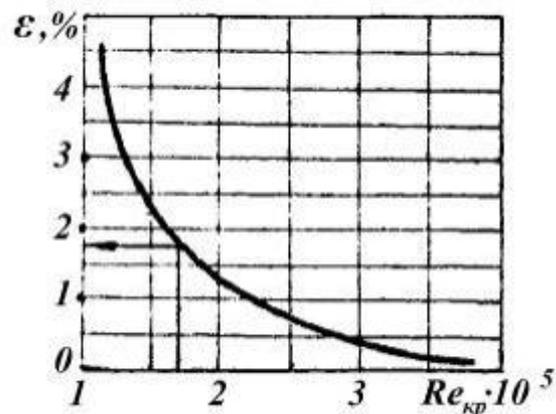


Рис. 2. Зависимость $\epsilon = f(Re_{кр})$

Турбулизация пограничного слоя и последующее смещение точки отрыва приводит к резкому уменьшению области низких давлений в кормовой части шара. В результате чего сопротивление давления значительно падает. Следствием этого, несмотря на увеличение сопротивления трения (из-за увеличения площади обтекаемой поверхности шара, увеличения напряжения трения τ , уменьшения участка поверхности с отрицательными \bar{p}), является резкое уменьшение общего сопротивления c_x шара по сравнению с докризисным обтеканием. Таким образом, рассматривая обтекание шара при

различных числах Re можно выделить докризисную, кризисную и закризисную области значений чисел Re набегающего потока. Условно число Re , соответствующее значению $c_x = 0,3$ называют критическим числом $Re_{кр}$.

Рассматривая зависимости $c_{x_a} = f(Re)$ нетрудно установить наличие определенной связи начальной турбулентности потока с критическим числом $Re_{кр}$. По результатам большого числа экспериментов была получена эмпирическая зависимость $\varepsilon = f(Re_{кр})$, представленная на рис. 2.

Поэтому при определении степени турбулентности потока путем продувки шара строится зависимость $c_{x_a} = f(Re)$ для данной трубы, определяется число $Re_{кр}$, соответствующее $c_{x_a} = 0,3$, а затем из графика (рис.2) находится величина ε .

Степень турбулентности может быть определена и другим, более простым методом. Экспериментально установлено, что при изменении давления на поверхности шара в точках $\Theta = 0$ и $\Theta = 157,5^\circ$ значение $\bar{p} = \frac{P_{лоб} - P_{корм}}{q} = 1,22$ соответствует значению $c_{x_a} = 0,3$. Осуществив продувку дренированного шара и построив зависимость $\bar{p} = f(Re)$ (рис. 4), определяется число $Re_{кр}$, соответствующее $\bar{p} = 1,22$, а затем из графика (рис. 2) и величина ε .

Принципиальная схема установки:

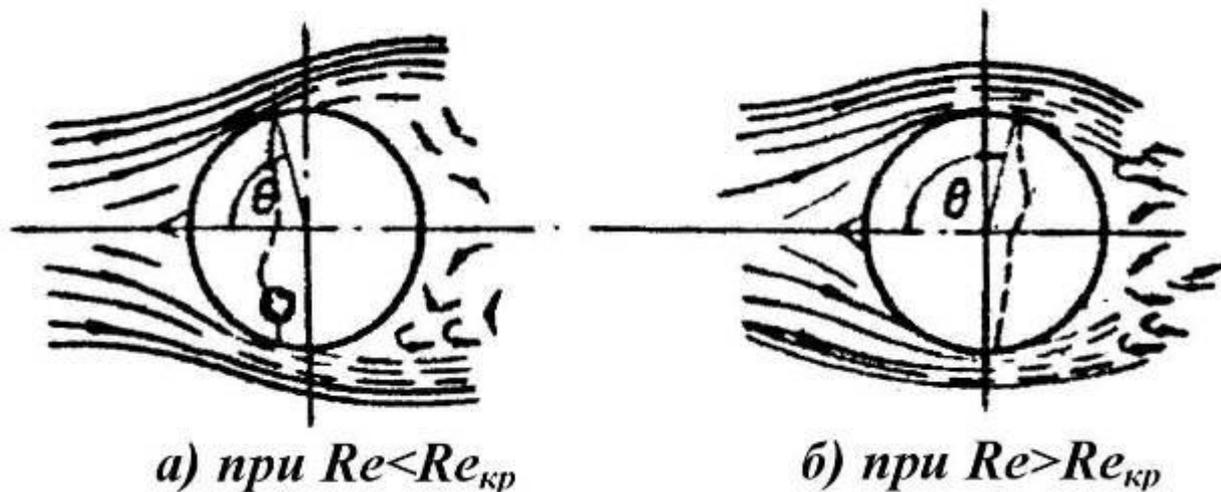


Рис. 3. Схемы обтекания шара: а) при $Re < Re_{кр}$; б) при $Re > Re_{кр}$

Описание установки:

1. Дренированная модель шара (дренаж в точке $\Theta = 0$ и в четырех симметричных точках $\Theta = 157,5^\circ$) с внутренней проводкой для измерения давления.
2. Державка для установки шара в рабочей части.
3. Пневмопроводка с коллекторной трубкой для передачи давления от поверхности шара к микроманометру.
4. Микроманометр для измерения величины \bar{p} на поверхности шара.
5. Контрольный насадок аэродинамической трубы.
6. Микроманометр контрольного насадка.

Порядок выполнения работы:

1. Собрать схему установки.
2. Установить шар в рабочей части трубы и соединить шлангами его отверстия с микроанометром.
3. Провести опыт.
4. Обработать результаты опыта и построить зависимость $\bar{p} = f(Re)$.
5. По графику $\bar{p} = f(Re)$ найти $Re_{кр}$, а по графику $\varepsilon = f(Re_{кр})$ найти степень начальной турбулентности трубы $\varepsilon\%$.

Формулы для расчетов:

$$\bar{p} = \frac{P_{\text{лоб}} - P_{\text{корм}}}{\frac{\rho V_{\infty}^2}{2}} = \frac{A_{ш} K_{ш} \gamma_{ш} k_{ш}}{A_{к} K_{к} \gamma_{к} k_{к} \mu_{ср}}$$

$$Re = \frac{V_{\infty} D_{ш}}{\nu} = \frac{D_{ш}}{\nu} \sqrt{\frac{23,51 (273 + t^{\circ})}{P_a} K_{к} \gamma_{к} k_{к} \xi \mu_{ср} A_{к}}$$

Таблица

Протокол эксперимента:

1	I, A	2	3	6	8	10	12	14
2	$A_{к.нас}, мм$							
3	$A_{к.нас}, м$							
4	$A_{ш}, мм$							
5	$A_{ш}, м$							
6	$V_{\infty}, м/с$							
7	$Re \cdot 10^5$							
8	\bar{p}							

Обработка результатов опыта. Графики:

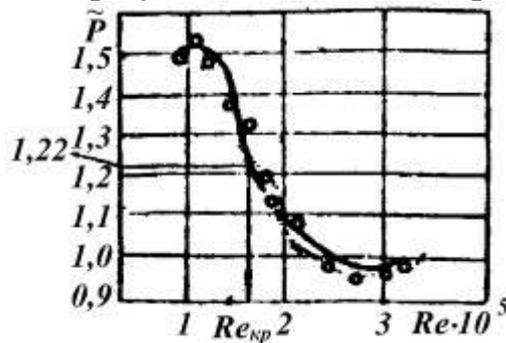


Рис. 4. Зависимость $\bar{p} = f(Re_{кр})$

Выводы:

Контрольные вопросы:

1. Как влияет турбулентность потока на результаты продувок моделей?
2. Какова должна быть степень турбулентности аэродинамической трубы?
3. Что вызывает турбулентность потока в аэродинамических трубах?
4. Что такое кризис сопротивления?

Лабораторная работа № 4
ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ ПО ПОВЕРХНОСТИ
ПРОФИЛЯ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ УГЛАХ АТАКИ

Цель работы:

1. Получить опытным путем эпюры распределения давления по профилю обтекаемого тела.
2. На основании полученных эпюр рассчитать коэффициент аэродинамической нормальной силы C_y .
3. Определить критическое число $M_{кр}$ – для модели крыла.

Краткие общие сведения:

Определение распределения давления по поверхности тел – одна из чаще всего встречающихся задач в экспериментальной аэродинамике. Картина распределения давления необходима для исследования условий обтекания тела, для получения исходных данных расчета на прочность при создании норм прочности, для определения коэффициентов аэродинамических сил, для определения критического числа Маха ($M_{кр}$).

Распределение давления определяется на специальных, продуваемых в аэродинамических трубах, дренированных моделях, на поверхности которых в необходимых местах прокладываются медные или латунные трубки. В этих трубках в исследуемых точках делаются отверстия небольшого диаметра, ось которых перпендикулярна поверхности модели. Один конец трубок запаивается, а другой с помощью резиновой трубки соединяется с батарейным манометром. Таким образом, каждая трубка манометра соответствует определенной точке поверхности тела.

Чаще всего производится измерение избыточного давления в точке поверхности тела относительно статического давления набегающего потока. В практике пользуются не избыточным давлением в точке поверхности тела относительно статического давления набегающего потока, а отношением избыточного давления к скоростному напору набегающего потока. Это отношение называется коэффициентом давления:

$$\bar{q} = \frac{p_{изб}}{q} = \frac{p_m - p_{ст}}{\frac{\rho V^2}{2}},$$

где: $p_{изб}$ – избыточное давление;

p_m – давление в точке;

$p_{ст}$ – статическое давление набегающего потока;

q – скоростной напор, измеряемый контрольным манометром.

Распределение давления по поверхности тел изображаются в форме эпюр. Величины коэффициентов давления на эпюрах откладываются в виде векторов, нормальных к поверхности тела, либо в виде отрезков, перпендикулярных основной оси тела (рис. 1).

Так как у обтекаемого тела имеется критическая точка, в которой скорость равна нулю, а избыточное давление для несжимаемой жидкости равно скоростному напору набегающего потока, то на эпюре распределения давления должна быть точка, где $\bar{p} = +1,0$. Для крыльевых профилей коэффициенты отрицательного давления в

зависимости от кривизны профиля и угла атаки α могут достигать значения $\bar{p} = -3 \div -10$.

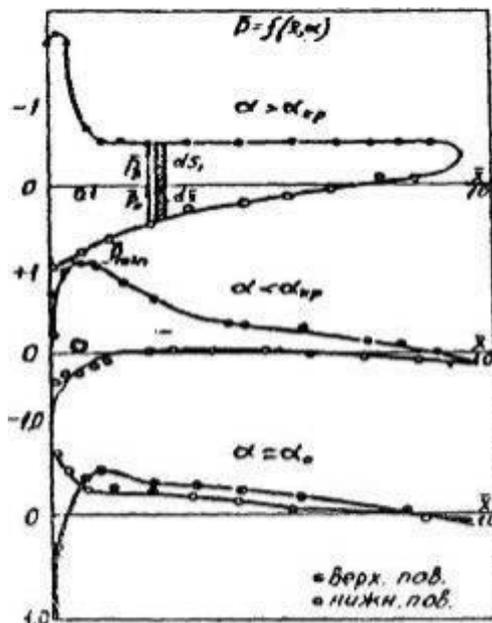


Рис. 1. Эпюры распределения давления по поверхности профиля при различных углах атаки

Принципиальная схема установки:

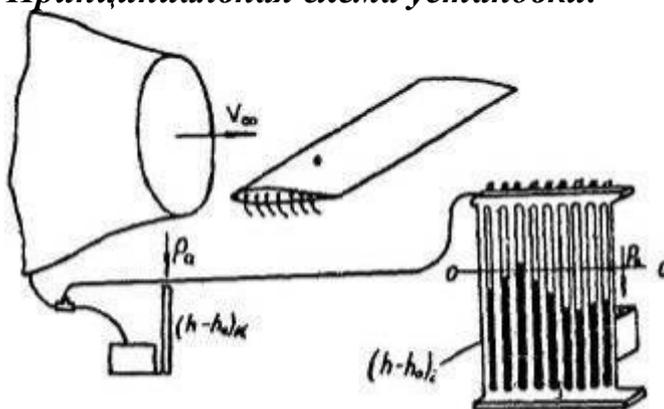


Рис. 2. Схема установки дренированной модели в рабочей части аэродинамической трубы

Положительные значения коэффициентов распределения давления принято откладывать вниз по оси координат, а отрицательные вверх. Для проведения работы модель и контрольный насадок устанавливается в рабочей части трубы (рис. 2).

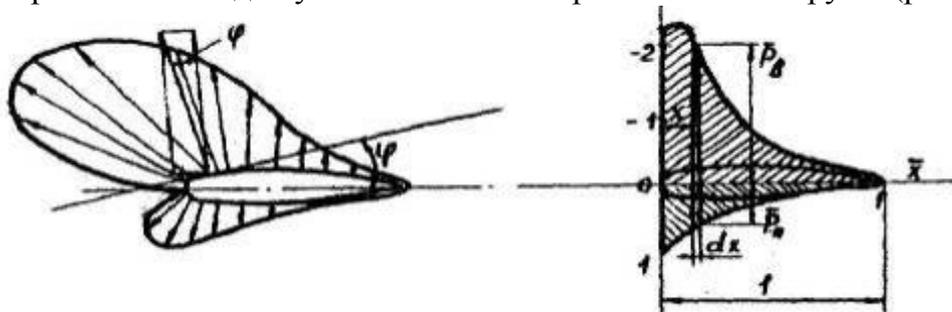


Рис. 3. Эпюры распределения давления по поверхности профиля

Для определения коэффициента аэродинамической нормальной силы действующей на профиль крыла рассмотрим эпюру (рис. 3) (принимая $dz=1$).

Выделим элемент крыла, шириной по хорде, равной dx . Соответственно площадь верхней и нижней поверхностей обозначим dS_e и dS_n . Элементарные силы давления, действующие на площадки будут равны: $dR_e = p_e dS_e$, $dR_n = p_n dS_n$ и направлены по нормальям к этим площадкам.

Проекция этих сил на ось Oy будут:

$$dY_e = p_e dS_e \cos \varphi_e,$$

$$dY_n = p_n dS_n \cos \varphi_n,$$

где:

$$p_e = \bar{p}_e q, \quad p_n = \bar{p}_n q,$$

$$dS_e \cos \varphi_e = dx \times l$$

$$dS_n \cos \varphi_n = dx \times l$$

Тогда

$$dY_e = \bar{p}_e q dx, \quad dY_n = \bar{p}_n q dx$$

Для выделенного элемента профиля аэродинамическая нормальная сила будет равна:

$$dY = dY_e - dY_n$$

или

$$dY = \bar{p}_e q dx - \bar{p}_n q dx = (\bar{p}_e - \bar{p}_n) q dx.$$

Полная аэродинамическая нормальная сила для профиля будет равна:

$$Y = \int_0^l (\bar{p}_e - \bar{p}_n) q dx.$$

Коэффициент аэродинамической нормальной силы равен:

$$c_y = \frac{Y}{qS} = \frac{y}{qb \times l}$$

или

$$c_y = \frac{l}{qb} \int_0^l (\bar{p}_e - \bar{p}_n) q dx.$$

В безразмерной форме, когда $\bar{x} = \frac{x}{b}$ будем иметь:

$$c_y = \int_0^l (\bar{p}_e - \bar{p}_n) d\bar{x}.$$

Пользуясь эпюрой коэффициентов распределения давления (рис. 3), произведем графическое интегрирование. Тогда коэффициент аэродинамической нормальной силы будет равен:

$$c_y = \frac{F_x}{m \cdot n},$$

где: F_x – площадь в $см^2$, ограниченная кривой коэффициентов распределения давления;

m – масштаб единицы \bar{p} ;

n – масштаб единицы \bar{x} .

Аэродинамическая продольная сила X определяется аналогичным образом, только в этом случае эта сила будет определена без учета сил трения.

Число M потока, при котором в какой-либо точке модели впервые появится скорость, равная местной скорости звука, называется критическим числом $M_{кр}$.

Величина $M_{кр}$ зависит от формы профиля и угла атаки. $M_{кр}$ может быть найдено на основании эпюр коэффициентов распределения давления по профилю и кривой Христиановича С. А., представляющей зависимость $M_{кр}$ от величины $\bar{p}_{min.несж}$ минимального коэффициента давления.

Практически, найдя $\bar{p}_{min.несж}$ по опытным эпюрам, определяем $M_{кр}$ по кривой С. А. Христиановича (рис. 4).

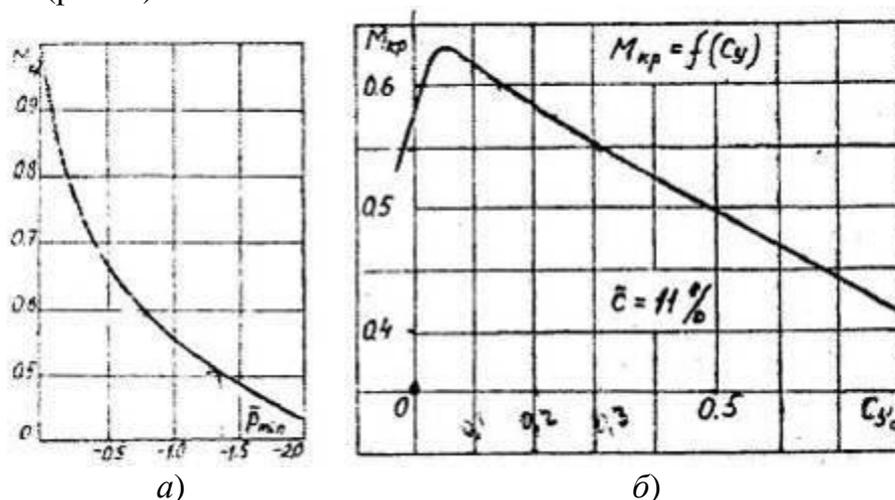


Рис. 4. Зависимости $M_{кр} = f(p_{min})$ и $M_{кр} = f(c_{ya})$

Описание установки:

1. Контрольный насадок.
2. Микроманометр контрольного насадка.
3. Дренированная модель крыла.
4. Батарейный манометр.
5. Шланги.
6. Для крепления исследуемого тела в аэродинамической трубе могут служить аэродинамические весы.

Порядок выполнения работы:

1. Собрать схему установки.
2. Установить модель под заданным углом.
3. Произвести эксперимент.
4. Обработать полученные результаты.

Формулы для расчетов:

$$\bar{p} = \frac{p_T - p_\infty}{q} = \frac{p_{изб}}{q};$$

$$p_{изб} = p_m - p_{ст} = \gamma A_m k_{бм},$$

где: $k_{бм}$ – коэффициент батарейного манометра;

γ – удельный вес спирта;

A_m – показания шкалы батарейного манометра при измерении в данной точке.

$$q = \gamma_k A_k k_k,$$

где: γ_k – удельный вес спирта;

k_k – коэффициент контрольного микроманометра;

A_k – деление шкалы контрольного микроманометра при измерении.

$$\bar{p} = \frac{A_m \gamma k_{\text{бм}}}{A_k \gamma_k k_k},$$

$$c_y = \frac{F_x}{m \cdot n}.$$

Таблица

Протокол эксперимента:

		Верхняя поверхность									
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$x_i, \text{мм}$		0	19	36	49	64	79	95	110	126	144
\bar{x}_i											
$\alpha=8^\circ$	$A'm_i, \text{мм}$										
	$Am_i, \text{мм}$										
	P_i										
		Нижняя поверхность									
$\alpha=8^\circ$	$A'm_i, \text{мм}$										
	$Am_i, \text{мм}$										
	P_i										
		Верхняя поверхность									
$\alpha=18^\circ$	$A'm_i, \text{мм}$										
	$Am_i, \text{мм}$										
	P_i										
		Нижняя поверхность									
$\alpha=18^\circ$	$A'm_i, \text{мм}$										
	$Am_i, \text{мм}$										
	P_i										

Обработка результатов опыта. Графики:

Выводы:

Контрольные вопросы:

1. Какое создается давление в разных точках профиля крыла?
2. Как создается подъемная сила на профиле крыла?
3. Если профиль крыла имеет симметричную форму и обтекается потоком под нулевым углом атаки, чему будет равна подъемная сила?
4. Что такое коэффициент давления?
5. Что такое скоростной напор и его формула?

КОНСТРУКЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Лабораторная работа N5

Крыло самолета.

Цель работы: подробное ознакомление студентов с конструкцией крыла, укрепление знаний студентов с помощью практических заданий.

Необходимое оборудование и наглядные пособия для работы: натурные образцы элементов конструкции крыла, образцы элементов (деталей) в стыковых местах крыла, плакаты и учебно-методические материалы, посвященные конструкции крыла.

Основные сведения

Крыло предназначено для создания подъемной силы при поступательном движении самолёта, а также для обеспечения поперечной устойчивости и управляемости самолета (относительно продольной оси OX). На крыле имеются элероны (орган управления – руль крена), механизация. К крылу часто крепятся основные опоры самолёта и двигатели; внутренние объёмы крыла используются для размещения топлива, оборудования, вооружения и других грузов.

Форма крыла в плане, форма и относительная толщина профиля, а также вид крыла спереди оказывают существенное влияние на характеристики самолёта и конструкцию крыла.

Консоль свободонесущего крыла самолёта представляет собой балку, заделанную у борта фюзеляжа (рис.1.). Консоль крыла самолёта, находящегося в полете, воспринимает следующие внешние нагрузки:

- 1) распределенную аэродинамическую (воздушную) нагрузку q_a ;
- 2) распределенную массовую нагрузку от конструкции крыла $q_{кр}$;
- 3) сосредоточенные нагрузки от агрегатов P_{agr} : шасси, двигателей и других грузов.

Кроме того, на крыло воздействует распределенная нагрузка от веса топлива, размещенного внутри крыла.

Под действием внешних сил в конструкции крыла возникают внутренние нагрузки: поперечная сила Q ; изгибающий момент M и крутящий момент M_z ($M_{кр}$), то есть крыло срезается, изгибается и закручивается (сложно деформируется).

Конструкцию крыльев составляют продольный и поперечный наборы и обшивка 6 (рис.2). Продольный набор состоит из лонжеронов 1, продольных стенок и стрингеров 2. Поперечный набор состоит из нормальных и усиленных нервюр 9, диафрагм. Встречаются конструкции крыльев без стрингеров.

На крыле расположены средства механизации (предкрылки 7 и закрылки 3) для улучшения ВПХ (взлетно-посадочной характеристики) самолета, элероны 5 и интерцепторы 4 - для управления самолетом относительно продольной (OX) оси, пилоны 8 - для крепления двигателей.

Лонжерон (франц. *longeron*, от *longer* - идти вдоль) - мощный продольный элемент крыла, воспринимающий полный изгибающий момент, или его значительную часть и поперечную нагрузку. Лонжероны бывают балочной, ферменной и смешанной (балочно-ферменной) конструкции.

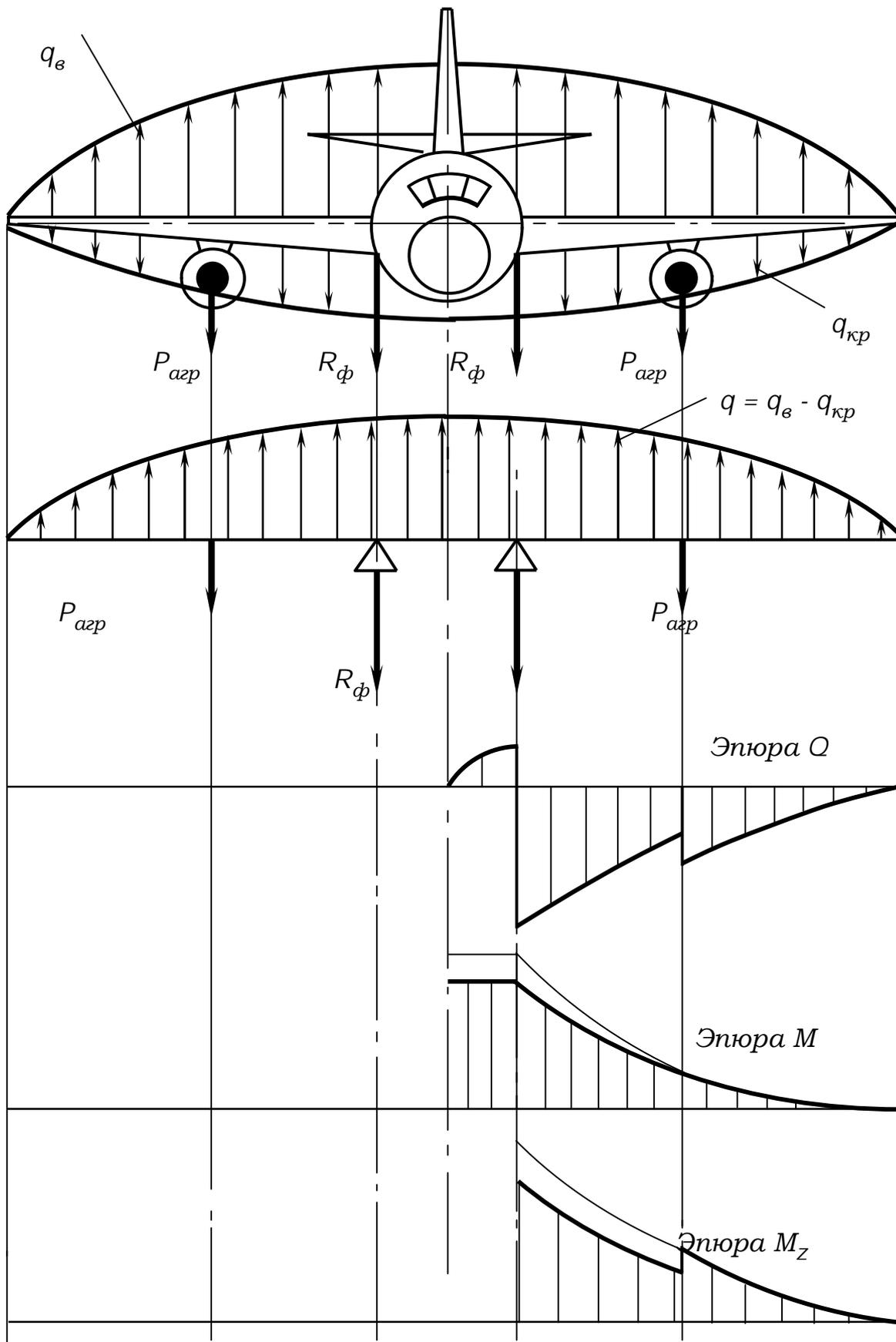


Рис. 1. Схема нагружения крыла; эпюры Q -поперечной силы, $M_x(M_{\text{изг}})$ - изгибающего момента и $M_z(M_{\text{кр}})$ - крутящего момента.

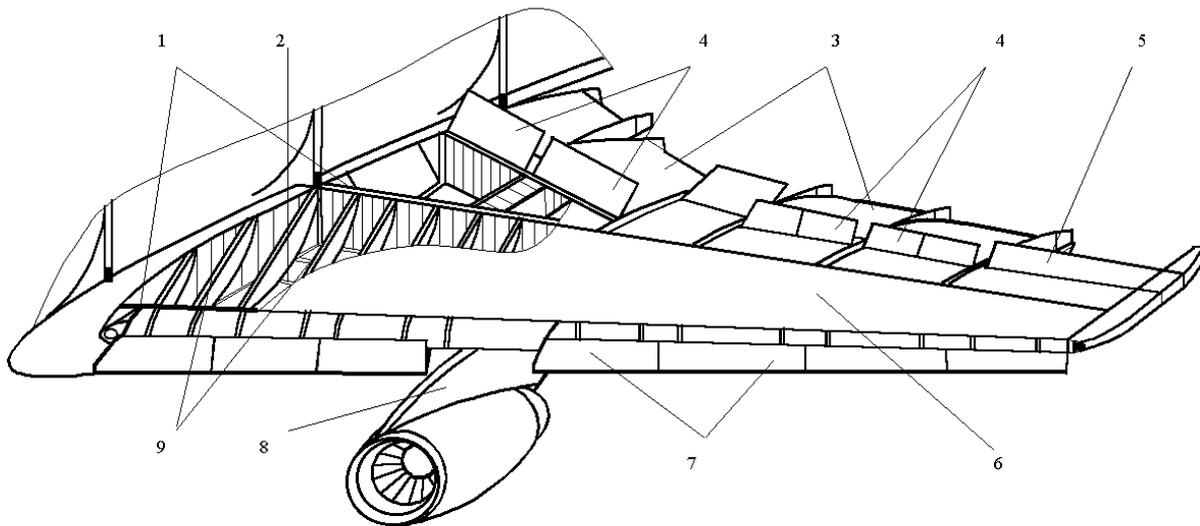


Рис. 2. Крыло современного самолета

Балочные лонжероны состоят из верхнего и нижнего поясов, жестко связанных стенкой. Они могут иметь монолитную и сборную конструкцию (рис.3.). Для повышения устойчивости стенки усиливаются стойками. Балочные лонжероны характерны для крыльев современных околозвуковых и сверхзвуковых самолётов.

Ферменные лонжероны имеют верхний и нижний пояса, соединенные между собой стойками и раскосами. Такой лонжерон применяется при большой строительной высоте крыла.

От действия изгибающего момента M ($M_{изг}$) пояса лонжеронов нагружаются осевыми силами S (одна сила работает на сжатие (верхний пояс), а вторая сила работает на растяжение (нижний пояс)), а стенка (балочная конструкция-рис.3) или стойки и раскосы (ферменная конструкция-рис.4), соединяющие пояса лонжеронов - поперечными силами Q .

(Житомирский «Конструкция самолётов» (1995, 2-издание), 2.39 (а,б,г), 2.40, 2.41, 2.45-рис., 81-83 стр. или Шульженко «Конструкция самолётов», 2.55, 2.57, 2.59, 2.60-рис.)

Рис. 3. Конструкция балочного лонжерона:
а, б - составного, в - монолитного

(Житомирский «Конструкция самолётов», 2.39 (в)-рис., 81-стр. или Шульженко «Конструкция самолётов», 2.65-рис., 111-стр.)

Рис. 4. Конструкция ферменного лонжерона.

Продольной стенкой называют элемент крыла, расположенный вдоль всего или части размаха крыла, который обеспечивает замыкание контура крыла, работающего на кручение M_z ($M_{кр}$), и воспринимает часть поперечных усилий Q (продольная стенка не воспринимает изгибающий момент). Конструкция продольной стенки аналогична конструкции лонжерона, но

имеет слабые пояса (величина сечений поясов продольных стенок мало отличаются от величин сечений стрингеров крыла). Для повышения жесткости стенки её подкрепляют стойками, так же как и стенки лонжерона. Продольные стенки обычно устанавливают в половой и хвостовой частях крыла.

(Житомирский, 2.46-рис., 85-стр. или Шульженко, 2.66, 2.67-рис., 111-стр.)

Рис. 5. Конструкция продольных стенок.

Стрингер (англ. stringer, от string – привязывать, скреплять) – продольный элемент крыла, воспринимающий осевые нагрузки от изгибающего момента $M(M_{изз})$ и поперечные местные аэродинамические нагрузки ($q_{стр}$); стрингеры подкрепляют обшивку, повышая её критические напряжения. Конструктивно стрингеры представляют собой прессованные или гнутые профили различного сечения или гофр.

(Житомирский, 2.38-рис., 80-стр. или Шульженко, 2.69-рис., 112-стр.)

Рис. 6. Конструкция стрингера.

Нервюрой (франц. nervure, от латин. nervus – жила, сухожилие) называют элемент поперечного набора крыла, служащий для обеспечения заданной формы профиля крыла (а также соединяет между собой продольные элементы крыла) и восприятия аэродинамических сил, действующих со стороны обшивки $q_{ни}$ и стрингеров $P_{стр}$ (**нормальная (типовая) нервюра**), и сосредоточенных нагрузок (**усиленная нервюра**),

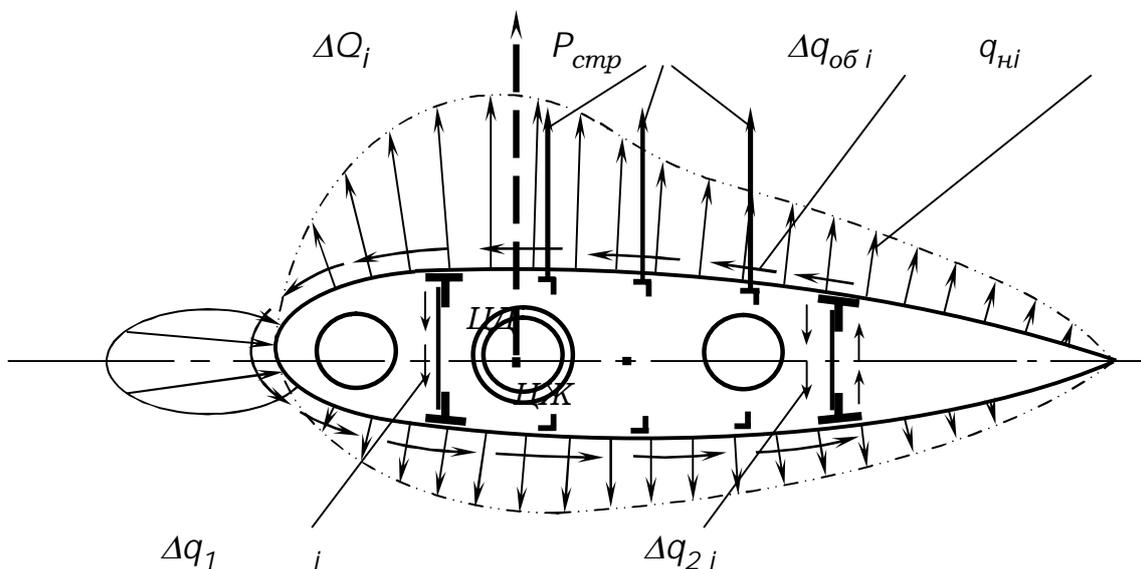


Рис. 7а Схема нагружения нервюры.

(ц.д. – центр давления сечения, ц.ж. – центр жесткости сечения)

которые передаются на ферму или стенку лонжерона или продольную стенку (рис.7.а). Эту нагрузку в виде результирующих сил ΔQ_i нервюры передают на стенки лонжеронов. Сами нервюры работают на изгиб в своей плоскости и на сдвиг. Реакция лонжеронов на нагрузку от i -й нервюры реализуется в виде потоков Δq_{ji} в их стенках, а реактивный момент со

стороны обшивки на i -ю нервюру - в виде замкнутого потока $\Delta q_{обi}$ в обшивке. Нервюры работают на изгиб в своей плоскости, опираясь на стенки лонжеронов. Нервюры повышают жесткость обшивки и являются опорами для стрингеров. Конструктивно нервюры выполняют в виде балки или фермы.

(Житомирский, 2.47-рис., 86-стр. или Шульженко, 2.72, 2.75-рис.)

Рис. 7.б Конструкция нервюр.

Обшивка крыла совместно с подкрепляющими её продольными и поперечными элементами обеспечивает обтекаемую форму крыла, воспринимает действующие на неё во время полёта аэродинамические нагрузки и образует вместе со стенками лонжеронов или продольных стенок замкнутый контур, воспринимающий $M_{кр}$. Обшивка может быть листовой, прессованной или катанной заодно с продольным набором (стрингерами), штампованной заодно с продольным и поперечным набором, трехслойной с сотовым или другими заполнителями. Изготавливается обшивка из алюминиевых или титановых сплавов, сталей, пластмасс и сочетаний этих материалов. Выбор типа и материала обшивки зависит от условий эксплуатации.

(Житомирский, 2.30 (а,в,г), 2.31, 2.34(а,б), 2,37 (а,б,в)-рис. или Шульженко, 2.79, 2.80, 2.81-рис.)

Рис. 8 Обшивка.

Конструктивно-силовые схемы крыльев

Конструктивно-силовая схема крыла определяет последовательность передачи внутренних нагрузок элементами крыла. Основным признаком, характеризующим тип конструкции крыла, является степень участия обшивки и продольного набора в восприятии действующих внутренних сил и моментов.

Крылья разделяют на лонжеронные, кессонные и моноблочные в зависимости от того, какие элементы конструкции крыла воспринимают изгибающий момент $M_{изг}$ (потому что, почти 50 % массы конструкции крыла расходуется для восприятия изгибающего момента).

Лонжеронная конструкция крыла состоит из одного, двух или более лонжеронов, пояса которых воспринимают весь изгибающий момент M или его значительную часть, продольных стенок, слабо подкрепленной стрингерами обшивки и нервюр.

Узлы крепления лонжеронного крыла к центроплану или фюзеляжу располагаются на лонжеронах и продольных стенках.

В однолонжеронном крыле лонжерон размещают на линии 25% хорд в зоне максимальной строительной высоты профиля, а для создания замкнутого контура, обеспечивающего жесткость на кручение, на линии 65-70 % хорд устанавливают продольную стенку. В двухлонжеронном крыле передний лонжерон расположен на линии 10-20% хорд, а задний - на линии 60-70% хорд. Вес крыла такой конструкции больше веса крыла однолонжеронной конструкции из-за нерационального использования максимальной толщины профиля. В двухлонжеронном крыле крутящий момент воспринимает

контур, образованный обшивкой и стенками лонжерона (если обшивка работающая).

В лонжеронном крыле вырезы в обшивке подкрепляются сравнительно просто.

(Житомирский, 2.52-рис. или Шульженко, 2.21, 2.22-рис.)

рис. 9.а. эскиз лонжеронного крыла (схема нагружения и конструкция)

Кессонная конструкция крыла (кессон - от франц. caisson – ящик; - пустотелая коробчатая балка) характеризуется наличием как минимум двух лонжеронов, пояса которых воспринимают только часть изгибающего момента M , обшивки, которая совместно со стрингерами воспринимает оставшуюся значительную часть изгибающего момента M , и нервюр. Поперечная сила и крутящий момент в кессонном крыле воспринимаются замкнутым контуром, образованным обшивкой и стенками лонжеронов. Увеличение числа элементов, воспринимающий изгибающий момент, повышает живучесть конструкции.

Кессонное крыло крепятся к центроплану по контуру обшивки и лонжеронам. Вырезы в конструкции кессонного крыла подкрепляются сложнее, чем в лонжеронном крыле.

рис. 9.б. эскиз кессонного крыла (схема нагружения и конструкция)

Моноблочная конструкция крыла состоит из обшивки (используется толстая обшивка в качестве основного силового элемента, работающего при изгибе и кручении), подкрепленной продольным и поперечным набором так, что верхняя и нижняя панели крыла воспринимают весь изгибающий момент M , а также продольных стенок и нервюр.

Поперечную силу и крутящий момент в моноблочном крыле воспринимают соответственно продольные стенки и замкнутый контур.

Крепление моноблочного крыла к центроплану осуществляются по контуру обшивки и продольным стенкам.

Вырезы в конструкции моноблочного крыла сильно усложняют ее и ведут к значительному увеличению веса.

рис. 9.в. эскиз моноблочного крыла

Стыковые соединения крыльев

Крылья вдоль размаха, как правило, имеют разъемы, в которых установлены стыковые узлы. Соединения могут выполняться при помощи шарнирных (передающих сил), моментных (передающих и силу, и изгибающий момент и контурных узлов. Виды применяемых узлов, их расположение и количество зависят от конструктивно-силовой схемы крыла.

Лонжеронное свободонесущее крыло соединяется с фюзеляжем или центропланом по лонжеронным моментным узлам, которые передают нагрузки S от изгибающих моментов M и поперечные силы Q , а по продольным стенкам шарнирными узлами, которые передают только поперечные силы. Крутящий момент $M_{кр}$ передается в виде пары сил $R_{кр}$, возникающих в двух узлах лонжеронного крыла (рис. 10).

Кессонное крыло соединяется с центропланом с помощью моментных узлов на лонжеронах и контурного узла на панелях (обшивка+стрингера), т.к. изгибающий момент M воспринимают и пояса лонжеронов, и обшивка, подкрепленная стрингерами $S_{стр+обш}$ (осевые силы возникающие и на обшивки, и на стрингерах, от этих осевых сил обшивка и стрингера работают на сжатие и растяжение). Поперечная сила и крутящий момент передаются так же, как и в лонжеронном крыле.

Моноблочное крыло соединяется с центропланом контурным стыковым узлом для передачи изгибающего момента с панелей крыла и шарнирными узлами на продольных стенках для передачи поперечной силы и крутящего момента.

(Житомирский, 2.61, 63-рис. или Шульженко, 2.93, 2.94, 2.100-рис.)

Рис. 10. Стыковые узлы лонжеронного, кессонного и моноблочного крыла.

Соединение крыла с фюзеляжем осуществляется двумя способами:

- 1) отъемная часть крыла (ОЧК) крепится к кольцевым усиленным шпангоутам фюзеляжа, выполняющим роль центроплана, уравновешивающим $M_{изг}$ от правой и левой консоли. Конструкция имеет значительный вес, но внутренние объемы фюзеляжа свободны;
- 2) центральная часть крыла (центроплан) в виде балки (лонжеронное крыло) или отсека (кессонное и моноблочное крыло) пропускают через фюзеляж. Вес конструкции получается меньшим по сравнению с предыдущим вариантом, но часть внутреннего объема фюзеляжа занята центропланом.

Стыковые узлы бывают моментными, шарнирными и контурными. **Моментные узлы** служат для передачи изгибающих моментов и могут также передавать поперечные нагрузки. В зависимости от способа передачи усилий от $M_{изг}$ они содержат:

- а) болты, работающие на срез, которые разнесены по вертикали при большой строительной высоте лонжерона или по горизонтали при малой строительной высоте лонжерона; оси болтов перпендикулярны оси лонжерона;
- б) болты, работающие на растяжение и расположенные параллельно оси лонжерона (фитинги).

Шарнирные узлы служат для передачи сил с одного элемента конструкции на другой. Ось болта шарнирного узла перпендикулярна оси продольного элемента и, как правило, расположена горизонтально.

Контурные узлы выполняются как с болтами, работающими на растяжение, так и болтами, работающими на срез. Болты, работающие на растяжение, могут вставляться в отверстие стыка и вкладываться в прорезь на стыке.

Стыковые узлы изготавливают из высокопрочных сталей 30ХГСА или 30ХГСНА.

Конструктивное оформление больших вырезов в конструкции крыла.

При размещении в крыле выреза для люка нарушается целостность большого числа элементов конструкции, что приводит к необходимости усиливать ее в зоне выреза. Это обеспечивается:

- а) в лонжеронных крыльях – путем установки усиленных нервюр по сторонам выреза, усиления поясов лонжеронов в зоне выреза и установки

купола – элемента, замыкающего контур в месте выреза, для восприятия крутящего момента;

б) в кессонных и моноблочных крыльях – путем усиления пояса и стойки лонжеронов и продольных стенок, поскольку в зоне выреза весь изгибающий и крутящий момент (в виде пары сил) воспринимают эти элементы. Кроме этого, по сторонам выреза устанавливаются усиленные нервюры, которые преобразуют крутящий момент в изгибающий в зоне выреза.

Особенности конструкции носка и хвостика крыла самолета.

Они обусловлены тем, что в этих зонах располагают механизацию крыла и элероны. Это приводит к необходимости установки передней и задней продольных стенок или лонжеронов для замыкания контура крыла, работающего на кручение. В зоне нахождения узлов подвески и элеронов должны быть установлены усиленные нервюры для передачи сосредоточенных нагрузок с этих агрегатов на конструкцию крыла и кронштейны для их подвески на крыло.

Носок крыла защищает от образования льда противообледенительная система. С обледенением можно бороться термическими, химическими и механическими способами.

Дополнительно:

Конструкции элементов крыла.

В зависимости от конструкции стенки **лонжероны** бывают ферменного, балочного и смешанного типов.

Ферменные лонжероны применяются при большой строительной высоте крыла. Вес конструкции получается большим, поскольку все элементы фермы (стойки, пояса, раскосы) работают на растяжение-сжатие. Косынки, необходимые для связи стоек, поясов и раскосов, увеличивают вес и усложняют технологию сборки.

Балочные лонжероны применяют при сравнительно малой строительной высоте крыла, поскольку при больших строительных высотах стенка лонжерона, работающая на сдвиг, должна иметь большую толщину и подкрепляться часто расположенными стойками для обеспечения жесткости, что значительно увеличивает вес лонжерона. Балочные лонжероны могут иметь монолитную и сборную конструкцию.

Лонжероны смешанной конструкции иногда применяют в случае, когда строительная высота крыла существенно изменяется по размаху. Часть лонжерона по размаху имеет ферменную (большая строительная высота), а часть балочную (малая строительная высота).

Отношение **массы лонжеронов** к массе крыла составляет от 0,07...0,11 (7...11%) в кессонных крыльях и до 0,23...0,28 (23...28%) в лонжеронных крыльях.

Продольные стенки крыла имеют балочную конструкцию. Величины сечений поясов продольных стенок мало отличаются от величин сечений стрингеров крыла. Для повышения жесткости стенки ее подкрепляют стойками, так же как и стенку лонжерона.

Стрингеры крыльев металлической конструкции представляют собой профили с сечениями разной формы. Форма сечения стрингера зависит от требований прочности и жесткости конструкции, а также простоты соединения стрингерного набора с обшивкой и нервюрами.

Отношение **массы стрингеров** к массе крыла составляет от 0,04...0,08 (4...8%) в лонжеронных крыльях и до 0,25...0,30 (25...30%) - в кессонных крыльях.

Нервюры бывают ферменные, балочные и ферменно-балочные. Ферменные нервюры применяются при больших строительных высотах крыла, балочные – при малых. Балочные нервюры вследствие малых нагрузок, воспринимаемых ими, изготавливают с отверстиями облегчения в стенках (стеночные нервюры) или вообще без стенок (рамные нервюры). Рамные нервюры позволяют размещать грузы внутри крыла, но имеют больший вес, чем стеночные нервюры. Нервюра в однолонжеронном крыле работает на изгиб и на срез как консольная балка, а в крыльях других КСС – многоопорная балка. Изгиб нервюры создает поток касательных напряжений в замкнутом контуре, т.е. создает момент кручения. Площадь сечения полок, стенок и других элементов нервюры не зависит от действующих нагрузок.

Масса нервюр по отношению к массе крыла составляет 0,08...0,12 (8...12%).

Обшивка может быть листовой, прессованной или катанной заодно с продольным набором, штампованной заодно с продольным и поперечным набором, трехслойной с сотовым и другими заполнителями. Изготавливается из алюминиевых и титановых сплавов, сталей, пластмасс и сочетаний этих материалов. Выбор типа и материала зависит от условий эксплуатации.

Отношение **массы обшивки** к массе крыла равно от 0,25...0,40 (25...40%) в зависимости от силовой схемы крыла.

Контрольные вопросы:

1. Для чего предназначено крыло самолета?
2. Какие бывают внешние формы крыла?
3. Перечислите основные параметры крыла?
4. Какие бывают крылья по виду спереди и по форме профиля?
5. Что такое расчетная аэродинамическая сила?
6. Какие ещё силы могут действовать к крылу самолета при полете?
7. Где и как возникают изгибающий и крутящий момент крыла?
8. Из каких основных силовых элементов состоит конструкция крыльев и их назначение?
9. Какие бывают лонжеронные крылья?
10. Какие бывают многолонжеронные крылья?
11. Что такое кессонное крыло?
12. В каких крыльях нервюры не существуют?
13. Где применяются однолонжеронные крылья?
14. Какие элементы конструкции крыла передают нагрузки (Q , M и M_k) к корневую часть крыла?
15. В чем особенность двухлонжеронных крыльев?

Лабораторная работа №6

Механизация крыла. Элерон.

Цель работы: подробное ознакомление студентов с назначением и конструкцией элеронов и разных видов механизаций крыла, укрепление знаний студентов с помощью индивидуальных практических заданий.

Необходимое оборудование и наглядные пособия для работы: натурные образцы элементов конструкции каркаса элерона и видов механизаций крыла, образцы элементов (деталей) в стыковых местах элерона и механизаций к крылу, плакаты и учебно-методические материалы, посвященные конструкции элерона и механизаций крыла.

Основные сведения об элеронах и механизации крыла

К крыльям, имеющим любую КСС и форму в плане, поворотным и неподвижным крепится впереди переднего лонжерона (стенки) и позади заднего лонжерона (стенки) ряд различных по назначению и конструкции подвижных частей. По функциональному назначению эти части можно разделить.

Элероны являются органом поперечного управления самолетом по крену (относительно продольной оси ОХ) и представляют собой отклоняющуюся часть крыла. На самолетах схемы "бесхвостка" (в этой рассматриваемой аэродинамической схеме отсутствует горизонтальное оперение) роль элеронов выполняют элевоны, которые в отличие от элеронов могут отклоняться и как рули высоты.

Механизацией крыла называют комплекс устройств, служащих для управления подъемной силой и лобовым сопротивлением самолета. С помощью механизации увеличивают подъемную силу крыла, что позволяет значительно сократить длину разбега при взлете и пробега при посадке. Механизация современного самолета состоит из закрылков, предкрылков или отклоняющегося носка.

Элероны и механизация крыла в полете нагружены распределенной аэродинамической силой, величина которой зависит от скоростного напора ($\rho V^2/2$), площади и угла отклонения элерона или механизации. Под воздействием аэродинамических сил в конструкции элеронов и элементов механизации возникают: поперечная сила, изгибающий и крутящий моменты.

Рис 1. Подвижные части крыла (Житомирский, 4.1-рис., 147-стр.)

Конструкция элеронов

В конструкцию элерона (рис.2) обычно входят один лонжерон, стрингеры, нормальные и усиленные нервюры и обшивка. На носке элерона устанавливается более толстая, чем на хвостике обшивка, которая совместно со стенкой лонжерона обеспечивает жесткость на кручение.

В местах подвески элерона устанавливают усиленные носки нервюр, что обеспечивает жесткость на кручение в зонах вырезов. При малой относительной высоте элерона в конструкции применяют легкий

заполнитель (соты, пенопласт), что позволяет создать повышенную жесткость, гладкую поверхность и уменьшить вес элерона.

Работа элементов конструкции элерона аналогична работе однолонжеронного крыла: поперечная сила воспринимается стенкой лонжерона, изгибающий момент - поясами лонжерона, крутящий момент - замкнутым контуром.

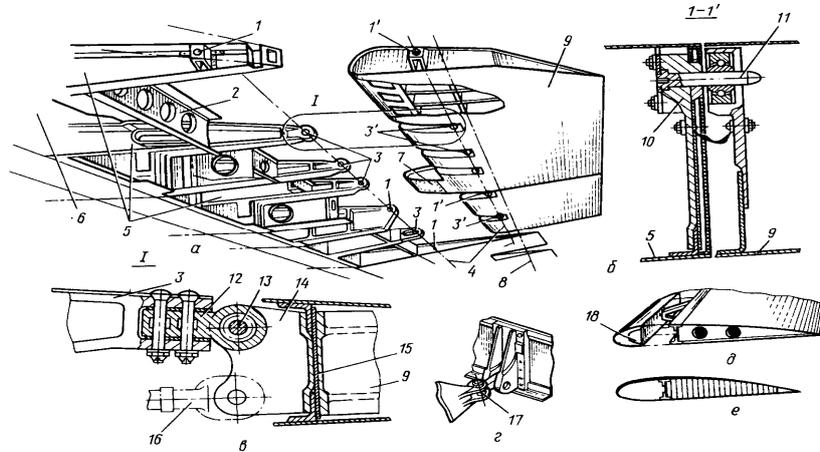


Рис 2. Конструкция элерона (Житомирский, 4.12-рис., 164-стр.)

Крепление элерона осуществляется на кронштейнах в двух и более точках. Чтобы избежать выламывания кронштейнов или заклинивания элеронов из-за разной деформации элеронов и крыла, часть узлов навески делают шарнирными в горизонтальной плоскости, а один узел жестким. Для предотвращения заклинивания конструкцию элерона делают двухсекционной, устанавливая карданное соединение между секциями. Кронштейны навески крепят к задней стенке крыла или лонжерону, а также к поясам усиленных нервюр, что позволяет передать на элементы конструкции крыла изгибающий момент и поперечную силу.

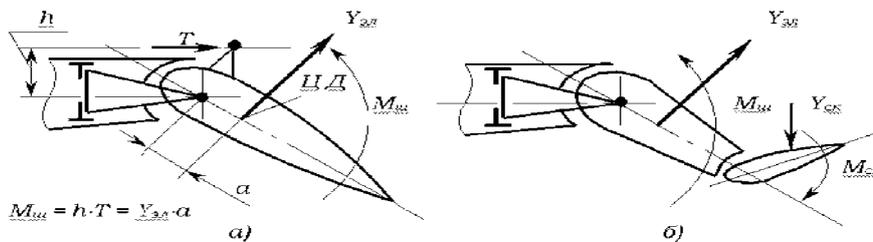


Рис. 3. Аэродинамическая компенсация:
а - осевая, б- сервокомпенсация.

Для уменьшения шарнирных моментов в системе управления элеронами применяется аэродинамическая компенсация: осевая (рис. 3, а), внутренняя, сервокомпенсация (рис. 3, б).

Конструкция элементов механизации крыла

По своей конструктивно-силовой схеме большинство видов механизации представляет собой балку, опертую на несколько узлов навески, работающую на сдвиг, изгиб и кручение. Изгибающий момент и поперечную силу воспринимают лонжероны (на которых установлены узлы подвески, иногда узлы подвески устанавливают на носках усиленных нервюр), крутящий момент воспринимает замкнутый контур, образованный лонжеронами и обшивкой.

Большинство элементов механизации перемещается вдоль хорды крыла. Предкрылки просто поворачиваются или выдвигаются, либо поворачиваются и выдвигаются одновременно. Выпуск предкрылков может осуществляться автоматически или принудительно.

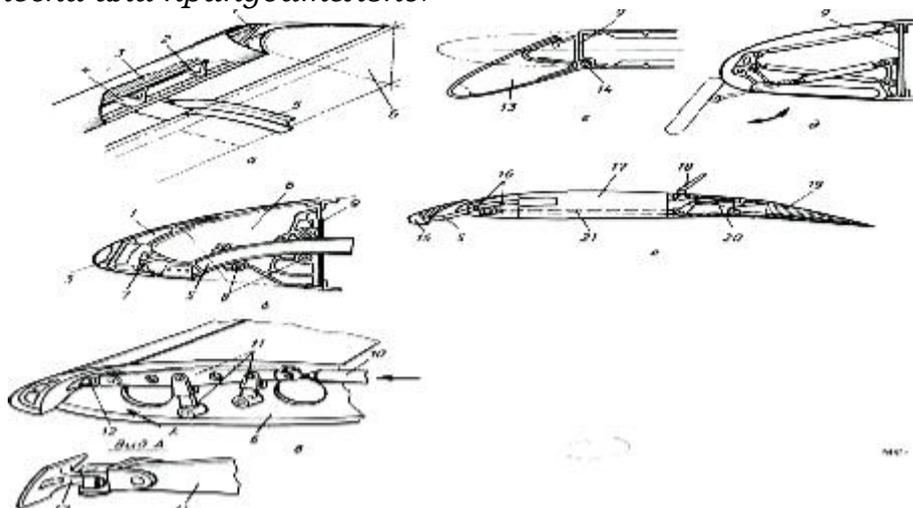


Рис 4. Механизация передней части крыла.

Отклоняемые носки применяют при малой относительной толщине крыла и тонкой передней кромкой. При повороте носка его верхняя кромка скользит по специальному профилю, закрепленному на крыле, без образования щели.

Поворотный закрылок - отклоняется в рабочее положение простым поворотом относительно неподвижной оси (рис 5, а).

Выдвижной закрылок - поворачивается относительно оси вращения и одновременно смещается назад вдоль хорды крыла для увеличения его площади (как правило, перемещается назад по направляющим рельсам и отклоняется вниз. Перемещение осуществляется с помощью гидравлических цилиндров или ходовых винтов. Широко применяется кинематическая схема с направляющими, выполненными в виде дуги окружности, которая позволяет сравнительно легко разместить их в хвостике крыла. Направляющие крепятся к конструкции крыла, а на закрылках устанавливаются ролики. Выдвижные закрылки выполняются с одной, двумя или тремя щелями для увеличения подъемной силы) (рис. 5, б).

Щелевой закрылок - закрылок, при отклонении которого между его носком и крылом образуется профилированная щель (рис. 5, в).

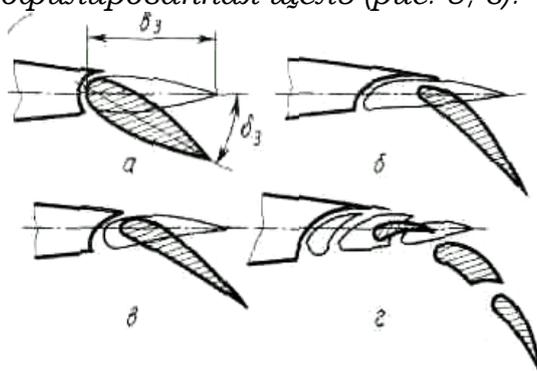


Рис 5. Виды закрылков.

Многощелевой закрылок - закрылок, составленный из нескольких подвижных звеньев, отклоняющихся на разные углы и образующих профилированные

щели (рис. 5, г), служащие для увеличения подъемной силы. Направляющие дугообразные монорельсы крепятся в конструкции крыла, а на закрылках устанавливаются каретки с роликами.

Закрылок со сдувом пограничного слоя имеет в носке воздухопровод с профилированными соплами, через которые воздух вытекает на поверхность закрылка и сдувает пограничный слой.

Конструкция узлов навески механизации и их крепление к крылу аналогично узлам подвески и кронштейнов элеронов. Направляющие рельсы изготавливаются из стали и крепятся двумя подкосами для обеспечения жесткости конструкции.

Примечание: дополнить эскизами конструкции тормозного щитка и закрылка (Житомирский, 4.3-рис., 150-стр. и 4.7 а,б,д,е-рис., 155-стр.). **Внимание, во всех рисунках указать позиции. Работать с книгой самостоятельно.**

Дополнительно:

Элероны — подвижные части крыла, расположенные у задней кромки крыла на его концах и отклоняемые одновременно в противоположные стороны (один элерон — вверх, другой элерон — вниз) для создания крена (рис. 2). Они предназначены для управления самолетом относительно его продольной оси X .

Как и конструкция крыла, конструкция элерона состоит из каркаса и обшивки. Каркас состоит из лонжерона, стрингеров, нервюр, диафрагм, усиливающих вырезы в носке элерона под узлы крепления и приводы управления, устанавливаемые на лонжероне.

Аэродинамическая компенсация применяется для уменьшения шарнирных моментов в системе управления элеронами (рулями). На современных самолетах получили распространение осевая компенсация, внутренняя компенсация с мягкой диафрагмой и сервокомпенсация (рис. 3.б).

Сервокомпенсация осуществляется за счёт различных видов сервокомпенсаторов. **Сервокомпенсатор** — часть поверхности элерона (руля) у задней кромки, кинематически связанная с крылом (стабилизатором, килем) тягой таким образом, что при отклонении элерона (руля) она отклоняется в противоположную сторону, уменьшая за счёт силы $Y_{ск}$ и момента от этой силы шарнирный момент $M_{ш}$.

Триммер — вспомогательная рулевая поверхность, расположенная в хвостовой части элерона (руля) и предназначенная для уменьшения (снятия) усилий на рычагах управления самолетом при изменении режима полета.

Сила на триммере Y_T так же, как и сила $Y_{ск}$, создает момент $M_T = Y_T \cdot b$ относительно оси вращения руля, уменьшающий шарнирный момент $M_{ш}$. Это приводит к уменьшению требуемых усилий в тяге привода управления и, в конечном счёте, к уменьшению усилий на командных рычагах управления.

Конструкция триммера типична для рулевой поверхности, в том числе и для сервокомпенсатора, и состоит из каркаса и обшивки.

Контрольные вопросы:

1. Что относится к механизации крыла?
2. Чем связана механизация крыла и ВПХ?
3. Какие органы механизации для чего служат?
4. Перечислите внутренние элементы конструкции механизации крыла?
5. Для чего предназначено предкрылка крыла самолета?
6. В каких случаях применяют отклоняемые носки?
7. Назначение элерона?
8. Что такое аэрокомпенсация?

Лабораторная работа №7

Оперение самолета

Цель работы: подробное ознакомление студентов с видами, назначением и конструктивно-силовыми схемами оперений, укрепление знаний студентов с помощью практических заданий.

Необходимое оборудование и наглядные пособия для работы: натурные образцы элементов конструкции оперения, плакаты и учебно-методические материалы, посвященные конструкции оперений.

Основные сведения об оперении самолета

Оперение самолета предназначено для балансировки самолета и управления его движением. Горизонтальное оперение (ГО) предназначено для обеспечения продольной (относительно поперечной оси OZ), а вертикальное оперение (ВО) - поперечной (относительно вертикальной оси OY) устойчивости и управляемости самолета. Эти задачи решаются путем образования на оперении переменных аэродинамических сил.

На дозвуковых самолетах обычной схемы устанавливаются оперения нормальной и Т-образной схем (рис. 1, а, б), состоящие из неподвижного 1 или переставного 5 стабилизатора с рулями высоты (РВ) 2 и неподвижного киля 3 с рулем направления (РН) 4.

На сверхзвуковых самолетах из-за недостаточной эффективности руля высоты на сверхзвуковых скоростях применяют цельноповоротное ГО (ЦПГО) 6 без РВ (рис. 1, в).

Для повышения эффективности ВО применяются подфюзеляжные кили 7 и форкили 8 (рис. 1, в). Применение таких килей снижает влияние на поперечную устойчивость затенения ВО крылом и фюзеляжем на больших углах атаки.

Эффективность оперения определяется скоростным напором, площадью оперения, его формой и расположением, а также жесткостью оперения и его опор.

Основным требованием, предъявляемым к оперению, является обеспечение необходимых характеристик устойчивости и управляемости самолета на всех режимах полета в соответствии с назначением самолета при наименьшей массе оперения.

Схемы оперения (рис. 2) различаются: расположением ГО и ВО; числом, формой (на виде сбоку) и расположением ВО (на фюзеляже, на ГО или на крыле); формой в плане и расположением ГО (за крылом - нормальная схема, впереди крыла - схема "утка", без ГО - "летающее крыло" или "бесхвостка", впереди и позади крыла - триплан); по виду оперения спереди (V-образное оперение).

Рис. 1. Схемы оперения. Рис. 2. Аэродинамические схемы самолёта (Житомирский, 5.1, 5.2, 5.3-рис., 172-стр.).

Конструктивно-силовые схемы (ККС) оперения

По своей конструктивно силовой схеме стабилизатор и киль аналогичны крылу, а рули высоты и направления - элеронам. Навеска рулей также аналогична навеске элеронов. Параметры, характеризующие ГО и ВО как несущие поверхности в основном те же, что и для крыла ($\lambda, \chi, \eta, \bar{c}$), а также относительные площади \bar{S} .

Расположение частей оперения существенно влияет на эффективность и массу оперения. В зоне спутной струи за крылом имеют место большие скосы потока и значительно меньшие скорости потока, а также вихри, вызывающие вибрации оперения. Поэтому, при проектировании самолетов важной задачей является вынос оперения из опасных зон: либо в нижнюю часть фюзеляжа (рис.2, а), либо вверх от спутной струи (Т-образное оперение - рис. 2, б), а также за счет расположения ГО перед крылом (схема "утка" - рис.2, в) или применением схемы "летающее крыло" (рис. 2, г) вообще без ГО.

При Т-образной схеме увеличивается плечо $L_{ГО}$ от ЦМ самолета до ЦД ГО, что позволяет уменьшить его площадь и массу, а также снизить площадь и массу килья. Эта схема получила широкое распространение в пассажирских самолетах с силовой установкой в задней части крыла.

При расположении ГО впереди крыла его затенение отсутствует. В этом случае возможен выигрыш в площади и массе крыла, так как подъемная сила крыла $Y_{кр}$ при балансировке самолета складывается с силой $Y_{ур}$ на ГО.

Недостатком схемы "утка" является затенение крыла горизонтальным оперением. Этот недостаток компенсируется применением трехпланной схемы с передним и хвостовым ГО. Использование хвостового ГО позволяет создавать необходимые кабрирующие моменты на взлетно-посадочных режимах. Для обеспечения более стабильных характеристик управляемости самолетом переднее ГО делают "плавающим" на дозвуковых скоростях полета и управляемым - на сверхзвуковых.

Чтобы ГО не затеняло ВО, его располагают за ВО. Разнесенное ВО является более эффективным (оно создает меньший крутящий момент на фюзеляж, положительно влияет на поперечную устойчивость самолета). Эффективность разнесенного ВО возрастает при обдуве его струей от винтов.

Схема "летающее крыло" дает выигрыш в массе из-за отсутствия самого ГО и уменьшения интерференции крыла и оперения. Однако для управления самолетом необходима увеличенная площадь элеронов и отклонение их на большие углы. Кроме того при выпуске механизации возникает пикирующий момент, который трудно парировать. Для создания кабрирующего момента и вывести самолет на посадочные углы атаки, используется ГО ("усы"), выпускаемое в поток только на режимах взлета и посадки.

Нагрузками ГО являются распределенные аэродинамические и массовые силы. Аэродинамическая нагрузка на ГО складывается из уравновешивающей нагрузки $Y_{ур}$, обеспечивающей равновесие самолета при полете с постоянной перегрузкой (рис. 3), маневренной нагрузки $Y_{ман}$, возникающей на ГО при отклонении рулей на величину большую, чем это необходимо для уравновешивания самолета, и нагрузки при полете в неспокойном воздухе $Y_б$. Массовыми силами от конструкции оперения ввиду малости пренебрегают.

Силы и моменты, действующие на ГО самолета показаны на рис. 3.

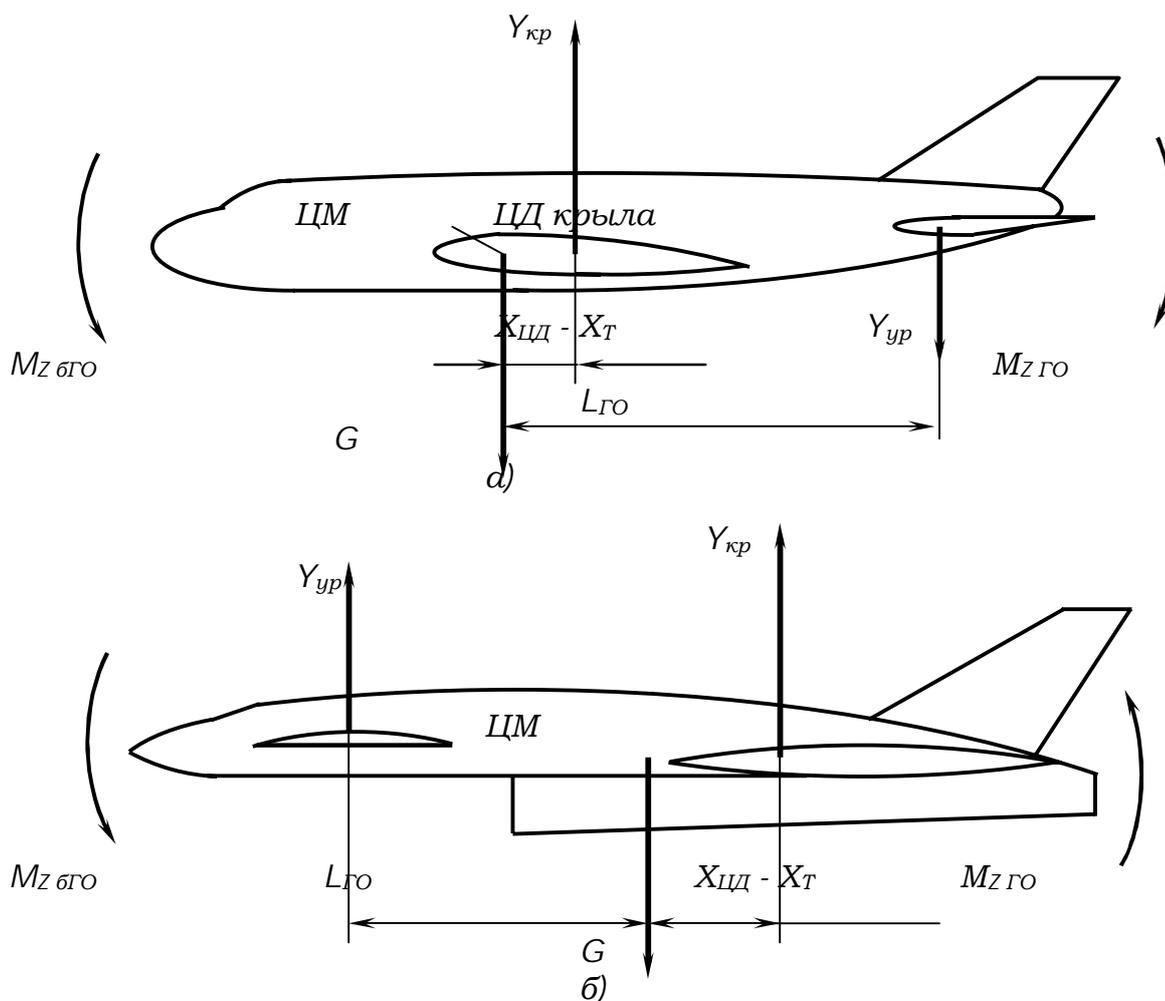


Рис. 3. Схема сил, действующих на самолет при разном расположении ГО (а – нормальная аэродинамическая схема, б – схема «утка»).

На скоростных маневренных машинах может использоваться цельноповоротное оперение, которое зачастую имеет однолонжеронную конструкцию. В этом случае часть лонжерона или подкоса, расположенная в фюзеляже, является осью вращения и обеспечивает передачу всех сил и моментов с оперения на фюзеляж.

Различают две основные КСС поворотного узла:

- схема вала - ось вращения заделана в оперении (рис. 4, а);
- схема оси - ось вращения заделана в фюзеляже (рис. 4, б).

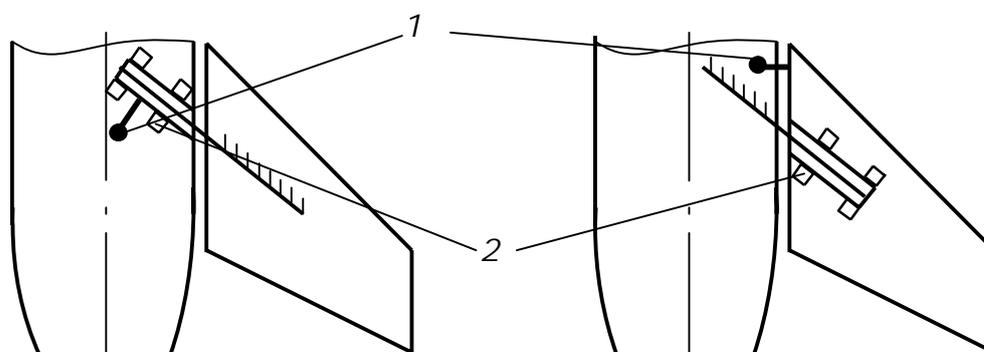


Рис. 4. КСС цельноповоротного ГО: 1 - рычаг управления поворотом; 2 - подшипники

В первом случае на фюзеляж передается поперечная сила, изгибающий и крутящий моменты. Поворот оперения осуществляют с помощью рычага, установленного на оси или на усиленной бортовой нервюре. Во втором случае ось вращения передает на фюзеляж поперечную силу и изгибающий момент, а крутящий момент преобразуется в усиленной нервюре в пару сил. В качестве опор оси применяются сферические или радиально-упорные подшипники.

Конструктивные меры предотвращения бафтинга и флаттера.

Бафтинг - колебания оперения, вызванные завихренным потоком с частей самолета, расположенных перед оперением. Устраняют бафтинг выносом оперения из зоны завихренного потока или путем уменьшения его завихрения.

Флаттер - незатухающие упругие колебания оперения. Основные меры по устранению флаттера - это увеличение жесткости оперения на кручение, весовая балансировка рулей, уменьшение люфтов в проводке управления.

Дополнительно: 5-рис. **Конструкция горизонтального и вертикального оперения (Житомирский, 5.9-рис. (а, б), 181-стр., 5.14-рис., 187-стр.)** 6-рис. **Конструкция цельноповоротного ГО (Житомирский, 5.16-рис. (а, в, г), 189-стр.).**

Дополнение:

Оперением самолёта называются несущие поверхности, предназначенные для обеспечения продольной (относительно поперечной оси OZ) и путевой (относительно вертикальной оси OY) балансировки (равновесия), устойчивости и управляемости полётом самолета.

Балансировкой самолёта называется уравновешение моментов всех сил, действующей на самолёт, относительно его центра масс (тяжести).

Устойчивость самолёта это способность самостоятельно, без участия лётчика и без отклонения рулей, сохранять заданный режим полёта после произвольного отклонения от него под действием внешних возмущений, после прекращения действия сил, вызвавших отклонение самолёта от заданного режима полёта.

Управляемость это способность самолёта выполнять по желанию лётчика в ответ на его действия любой маневр (способность отвечать на отклонения рулей соответствующими перемещениями в пространстве или, как обычно выражаются лётчики, «ходить за ручкой»), предусмотренный условиями летной эксплуатации, притом наиболее просто, с наименьшими затратами энергии и времени лётчика.

Естественно, чем более устойчив самолёт, тем труднее вывести его из состояния балансировки, тем, следовательно, хуже его управляемость.

Пространственное движение самолёта, характеризующееся изменением положения самолёта в пространстве, изменением скорости и направления полёта, называется «маневром», а способность совершать маневр – маневренностью самолёта.

Оперение обычно состоит из неподвижных поверхностей (стабилизатор и киль), служащих для обеспечения равновесия (балансировки) и устойчивости, и подвижных поверхностей (рулей), при отклонении которых создаются аэродинамические моменты, необходимые для равновесия (балансировки) и

управления полётом. Действие аэродинамических рулей основано на изменении при постоянном угле атаки аэродинамической силы профиля вследствие изменения его кривизны. Искривление профиля приводит к возникновению силы R_{α} ($R_{\alpha 0}$), которая благодаря большому плечу относительно центра тяжести самолёта создает момент, уравнивающий суммарный момент тяги двигателей, сил возникающих на крыле, фюзеляже и других частях самолёта. Таким образом, момент оперения балансирует самолёт. Отклонением руля в ту или другую сторону можно изменить не только значение, но и направление момента, и таким образом вызвать поворот самолёта относительно поперечной оси Oz (или вертикальной оси Oy), т.е. управлять самолётом. Эффективность рулей можно оценить по изменению продольного момента, момента рыскания при отклонении на 1° (градус) соответствующего руля.

На дозвуковых скоростях полёта отклонение руля высоты (руля направления) приводит к появлению дополнительной силы на Г.О. (В.О.) не только за счёт самого руля, но и в результате перераспределения давления на стабилизаторе (киле).

При полете на сверхзвуковых скоростях эффективность руля высоты снижается. Это объясняется, тем, что изменения давления, вызываемые отклонением руля, не выходят за область скачка уплотнения и таким образом, не достигают стабилизатора. Следствием этого является то, что отклонения руля высоты не оказывает влияния на величину и характер распределения давления по стабилизатору. Поэтому на самолётах имеющих сверхзвуковую скорость полёта, нашло применение цельноповоротное горизонтальное оперение (ЦПГО). Переход к ЦПГО позволил повысить его эффективность на около звуковых и сверхзвуковых скоростях полёта, особенно на больших высотах.

Контрольные вопросы по работе.

1. Назначение оперения?
2. Какие требования предъявляются к оперению самолета?
3. Из каких элементов состоит ГО и из каких состоит ВО?
4. Какие нагрузки действуют на оперению самолёта?
5. Из чего состоит конструкция ГО?
6. Из чего состоит конструкция ВО?
7. Особенность конструкции ЦПГО?
8. Когда применяется Т – образное оперение?

Лабораторная работа №8

Фюзеляж самолета.

Цель работы: подробное ознакомление студентов с назначением и конструктивно-силовыми схемами фюзеляжа, анализ сил действующие на фюзеляж и работу конструктивных элементов фюзеляжа под нагрузкой, с герметизацией кабин и отсеков фюзеляжа, укрепление знаний студентов с помощью практических заданий.

Необходимое оборудование и наглядные пособия для работы: натурные образцы элементов конструкции фюзеляжа, образцы элементов (деталей) в стыковых местах фюзеляжа, плакаты и учебно-методические материалы, посвященные конструкции фюзеляжа.

Основные сведения о конструкциях фюзеляжа

Фюзеляж самолета служит для размещения экипажа, пассажиров, грузов, оборудования. К фюзеляжу крепятся: крыло, оперение, опоры (шасси) самолета (передняя или хвостовая, иногда основные), зачастую двигатели, поэтому его называют «базовым агрегатом» или «строительной основой самолёта».

На фюзеляж самолета в полете действуют следующие нагрузки (рис. 1):

- распределенная аэродинамическая нагрузка $q_{\text{аэр}}$;
- распределенная нагрузка от веса конструкции фюзеляжа $q_{\text{вес}}$;
- распределенная нагрузка от избыточного давления в гермокабине $q_{\text{изб}}$;
- сосредоточенные аэродинамические нагрузки $Y_{\text{кр}}$ и $Y_{\text{ГО}}$;
- сосредоточенные нагрузки от веса агрегатов, оборудования и грузов и т.д. G_j .

Внешние нагрузки действуют на фюзеляж в двух плоскостях: -вертикальной и горизонтальной. В установившемся горизонтальном полете внешние нагрузки, действующие в вертикальной плоскости, симметричны и их равнодействующая лежит в плоскости симметрии самолета. Примерные эпюры поперечных сил и изгибающих моментов показаны на рис. 1. Крутящий момент возникает при отклонении руля направления ($M_{\text{кр}} = P_{\text{ВО}} \cdot l$), от боковой нагрузки на переднюю опору, от несимметричных нагрузок при скольжении.

Конструктивно-силовые схемы фюзеляжа

Ферменные конструкции фюзеляжей представляют собой пространственную ферму, состоящую из четырех плоских ферм. Ферма состоит из четырех поясов, соединенных между собой стойками, распорками, раскосами или расчалками. Элементы конструкции фермы работают на растяжение или сжатие (рис. 2).

Для придания конструкции обтекаемой формы ферму покрывают обшивкой и делают специальные надстройки (гаргроты).

Балочные конструкции фюзеляжей представляют собой тонкостенную балку, все элементы которой участвуют в восприятии нагрузки. Основными элементами балочного фюзеляжа (рис. 3) являются:

- продольный набор - усиленные стрингеры (лонжероны) и стрингеры;
 - поперечный набор - шпангоуты;
 - обшивка.

Поперечную силу воспринимают шпангоуты и обшивка; изгибающий момент - стрингеры и обшивка; крутящий момент - обшивка.

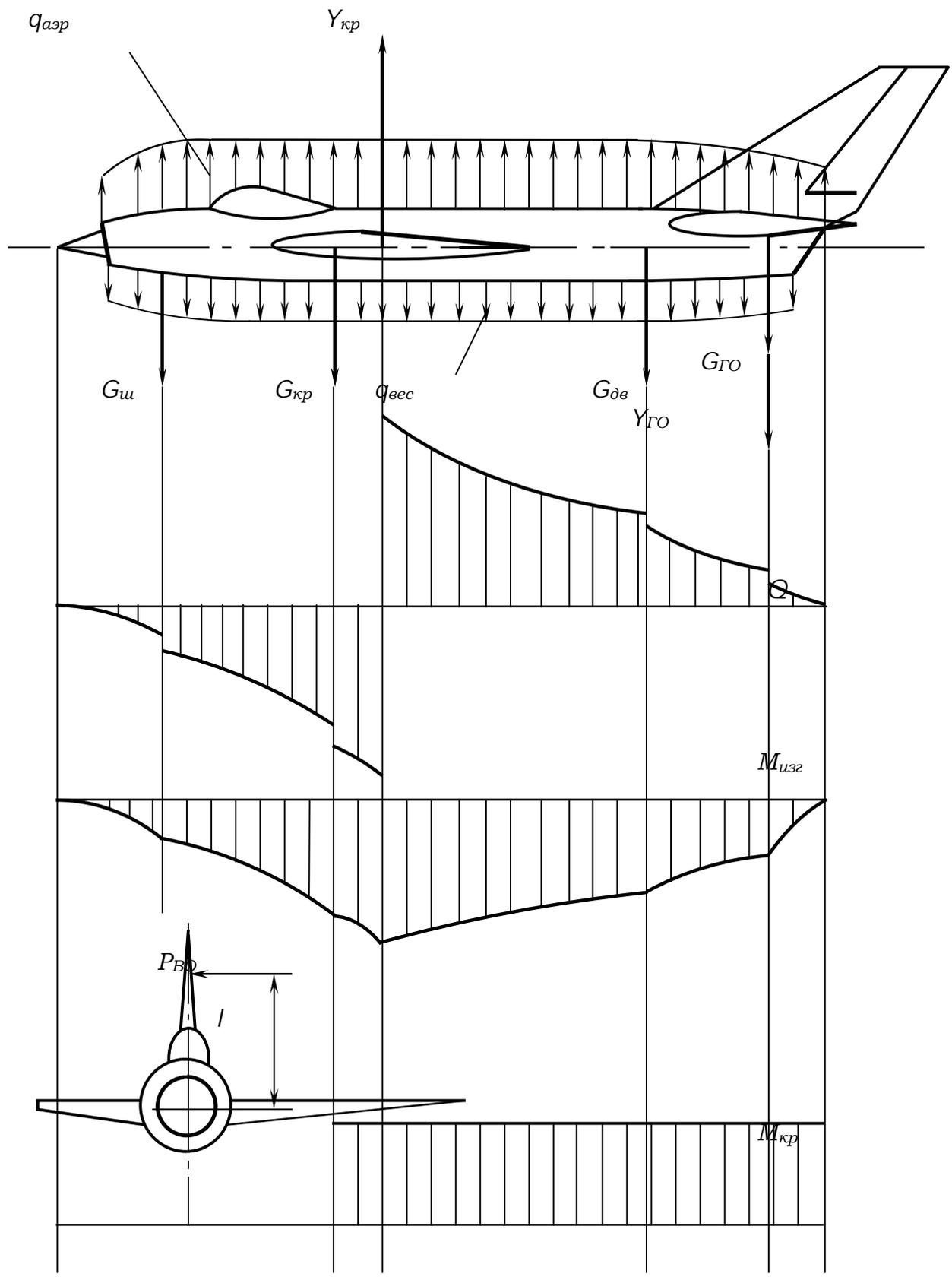


Рис. 1. Схема нагружения фюзеляжа

Балочные фюзеляжи имеют несколько конструктивно-силовых схем:

- **балочно-лонжеронные фюзеляжи** - состоят из усиленных стрингеров (лонжеронов), стрингеров, шпангоутов и обшивки; применяются при наличии больших вырезов, ослабляющих конструкцию;

- **балочно-стрингерные фюзеляжи** - состоят из стрингеров, шпангоутов и обшивки; применяются при отсутствии больших вырезов;

- **балочно-обшивочные фюзеляжи** состоят из обшивки и шпангоутов; конструкция применяется для участков, где мал изгибающий момент. При использовании в конструкции панелей с заполнителями, хорошо работающими на растяжение-сжатие, она может использоваться для больших изгибающих моментов. Как правило, в реальных конструкциях фюзеляжей используются все виды балочных схем одновременно.

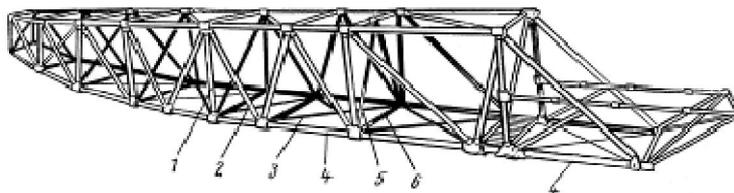


Рис. 2. Конструкция ферменного фюзеляжа:

1-стойка, 2-раскос, 3-расчалка, 4-пояс (лонжерон), 5-диагональ, 6-распорка

Рис. 3. Конструкция балочного фюзеляжа:

Конструкции элементов балочных фюзеляжей

Стрингеры и усиленные стрингеры (лонжероны) изготавливают из пресованных или гнутых профилей. На рис. 4 показаны сечения нормальных и усиленных стрингеров.

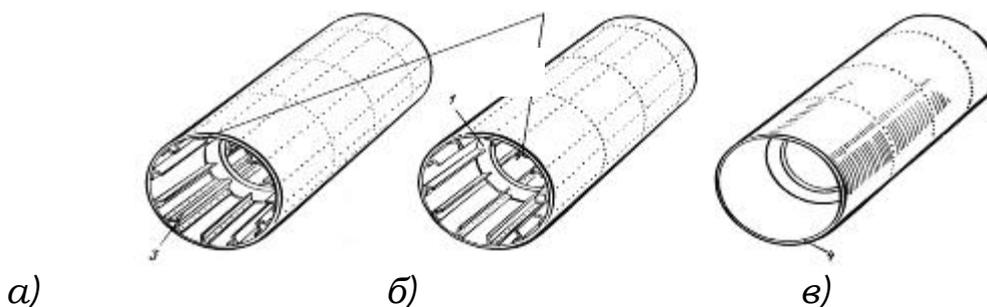


Рис. 3а. Варианты балочного фюзеляжа:

а - балочно-лонжеронный фюзеляж; б - балочно-стрингерный фюзеляж; в - балочно-обшивочный фюзеляж; 1 - шпангоут, 2 - стрингеры, 3 - лонжероны (усиленные стрингеры), 4 - обшивка.

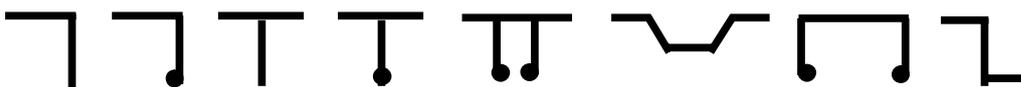


Рис. 4. Сечения стрингеров

Шаг стрингеров 100...250 мм. Их крепят к обшивке и шпангоутам.

Шпангоуты (от голландского слова «spanthout» - "балка") бывают нормальными и усиленными. Нормальные шпангоуты служат для подкрепления стрингеров и обшивки и придания формы фюзеляжу, усиленные - для восприятия сосредоточенных нагрузок от агрегатов.

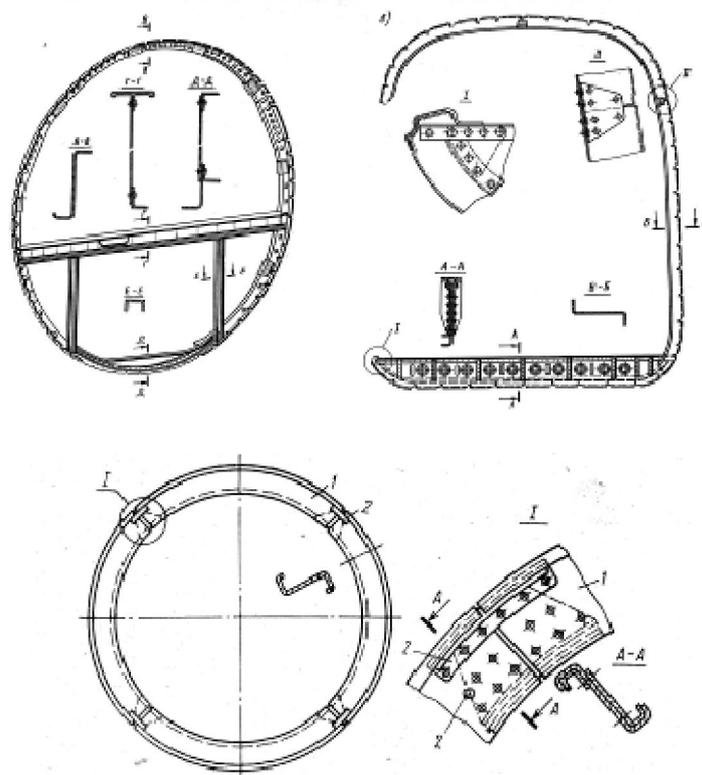


Рис. 5. Конструкция шпангоута:

1-ободы шпангоутов, 2-стыковочные накладки.

По конструкции шпангоуты могут быть стеночными или рамными (рис. 5). Стеночные шпангоуты выполняются из листа, подкрепленного уголками, с полкой в виде отбортовки или специального профиля. В местах, где стенку необходимо удалять используются рамные шпангоуты.

Обшивка фюзеляжа работает на растяжение-сжатие при изгибе фюзеляжа, на срез - при кручении и сдвиге. Обшивка балочных лонжеронов выполняется из листов, панелей с продольным набором или заполнителями.

Соединение элементов фюзеляжа между собой выполняется клепкой, сваркой, клейкой или с помощью болтов. Стрингеры соединяются с нормальными шпангоутами с помощью отогнутой лапки или уголка, для соединения с усиленными шпангоутами стрингеры разрезаются и крепятся с помощью уголков или фитингов на болтах.

Стыковые соединения в балочных фюзеляжах.

В балочно-лонжеронных конструкциях разъемные соединения выполняются при помощи шарнирных узлов типа ухо-вилка, вилка-гребенка или фитинговых. Шарнирные узлы устанавливаются на лонжеронах.

В балочно-стрингерных конструкциях разъемные соединения выполняются при помощи контурного узла, а также фитингов и болтов.

В балочно-обшивочных конструкциях разъемные соединения выполняются по контуру.

Крепления агрегатов самолета к фюзеляжу осуществляется с учетом действующих нагрузок. Вертикальную и боковую нагрузки воспринимает шпангоут, а горизонтальную - стрингеры.

Вырезы в фюзеляже требуют специального конструктивного оформления. Например, при нарушении целостности силовых элементов фермы в

ферменных фюзеляжах необходимо устанавливать дополнительные элементы, увеличивающие жесткость конструкции. В балочных фюзеляжах подкрепление выполняется в зависимости от размеров вырезов: малые вырезы окантовываются, большие вырезы ограничивают силовыми шпангоутами, усиленными стрингерами или бимсами.

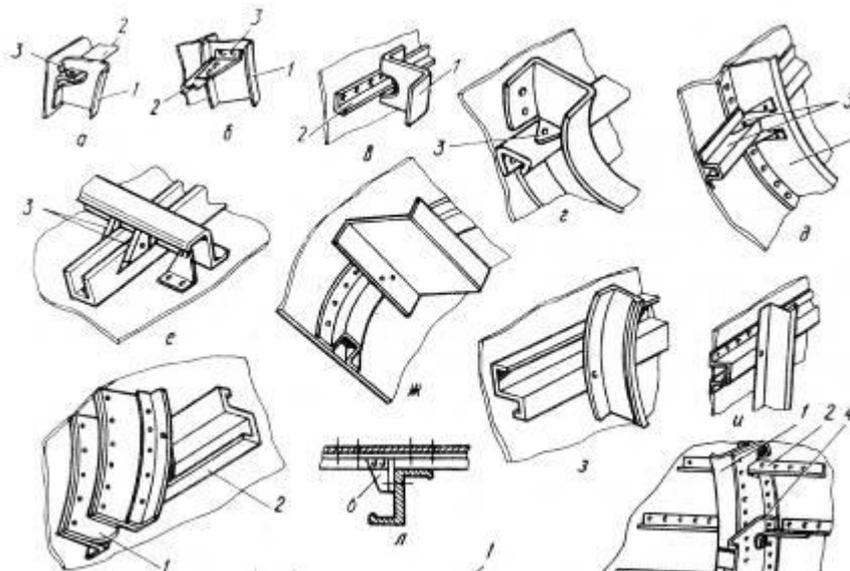


Рис. 6. Соединение элементов фюзеляжа между собой.

1- шпангоут; 2- стрингеры (неразрезанные); 3- отогнутая лапка, уголок или косынка; 4 - фитинг;

Контрольные вопросы по работе.

1. Назначение фюзеляжа.
2. Конструктивно-силовые схемы фюзеляжей.
3. Назначение продольных элементов..
4. Назначение поперечных элементов..
5. Соединение элементов фюзеляжа между собой.

Задание для самостоятельной работы

1. Начертить фюзеляж.
2. Начертить элементов конструкции фюзеляжа.
3. Сделайте эскизы стыковых соединений.

Лабораторная работа №9

Гермокабины самолета.

Цель работы: подробное ознакомление студентов с назначением и конструкций фюзеляжа, с герметизацией кабин и отсеков фюзеляжа, укрепление знаний студентов с помощью лабораторных заданий.

Необходимое оборудование и наглядные пособия для работы: натурные образцы элементов конструкции фюзеляжа, образцы элементов (деталей) в стыковых местах фюзеляжа, образцы герметиков, плакаты и учебно-методические материалы, посвященные конструкции фюзеляжа.

Гермокабины самолета

Основные сведения.

Герметизация кабин и отсеков фюзеляжа осуществляется для создания нормальных жизненных условий для экипажа и пассажиров, а также для обеспечения рабочих условий для некоторых видов оборудования при полетах на больших высотах. Назначение герметизации – поддержание избыточного давления в кабинах, предотвращение утечки топлива из кесон-баков, защита от проникновения в отсеки агрессивных жидкостей и газов и попадания воды во время дождя.

На гермокабины помимо нагрузок от набегающего потока воздуха и веса конструкции действует избыточное давление, создаваемое внутри кабины.

Схемы нагружения элементов герметической кабины избыточным давлением показаны на рис. 1.

От избыточного давления обшивка герметизированных отсеков в зависимости от их кривизны нагружается растягивающими или сжимающими усилиями $\Delta p R f$,

где R – радиус герметизированного отсека;

f – коэффициент безопасности;

Δp – избыточное давление в отсеке.

В поперечном сечении фюзеляжа (рис.1, а) в обшивке возникают напряжения $\sigma_r = \Delta p R f / \delta_{об}$. В случае цилиндрического отсека со сферическим днищем (рис.1, б) избыточное давление, действующее на днище вызовет в обшивке продольные напряжения $\sigma_x = \Delta p f \pi R^2 / (2 \pi R \delta) = \Delta p f R / 2 \delta$ (δ – эквивалентная толщина обшивки с учетом работающих совместно с ней стрингеров), т.е. примерно в два раза меньше чем σ_r . От избыточного давления дополнительно нагружаются радиальными силами шпангоуты (рис.1, в). Эти силы в случае цилиндрического фюзеляжа в шпангоуте самоуравновешены.

Герметизации подлежат заклепочные и болтовые соединения элементов каркаса с обшивкой, листы обшивки и панели между собой, выводы из гермокабин тяг и тросов проводки управления самолетом, коммуникационные трубопроводы. Также необходима герметизация фонарей, входных и аварийных дверей и люков, окон.

В качестве герметиков для внутришовной и поверхностной герметизации применяют жидкие герметики, герметизирующие ленты, пасты и замазки.

Герметизация отсеков фюзеляжа пассажирского самолета осуществляется за счет постановки заклепок и болтов с натягом. Места возможных утечек воздуха через стыки по болтовым соединениям покрывают жидкими герметиками. Герметизирующая лента используется как средство от проникновения влаги во внутренние объемы фюзеляжа. Примеры герметизации заклепочных и болтовых соединений в конструкциях гермокабин и гермоотсеков самолета показаны на рис. 3.

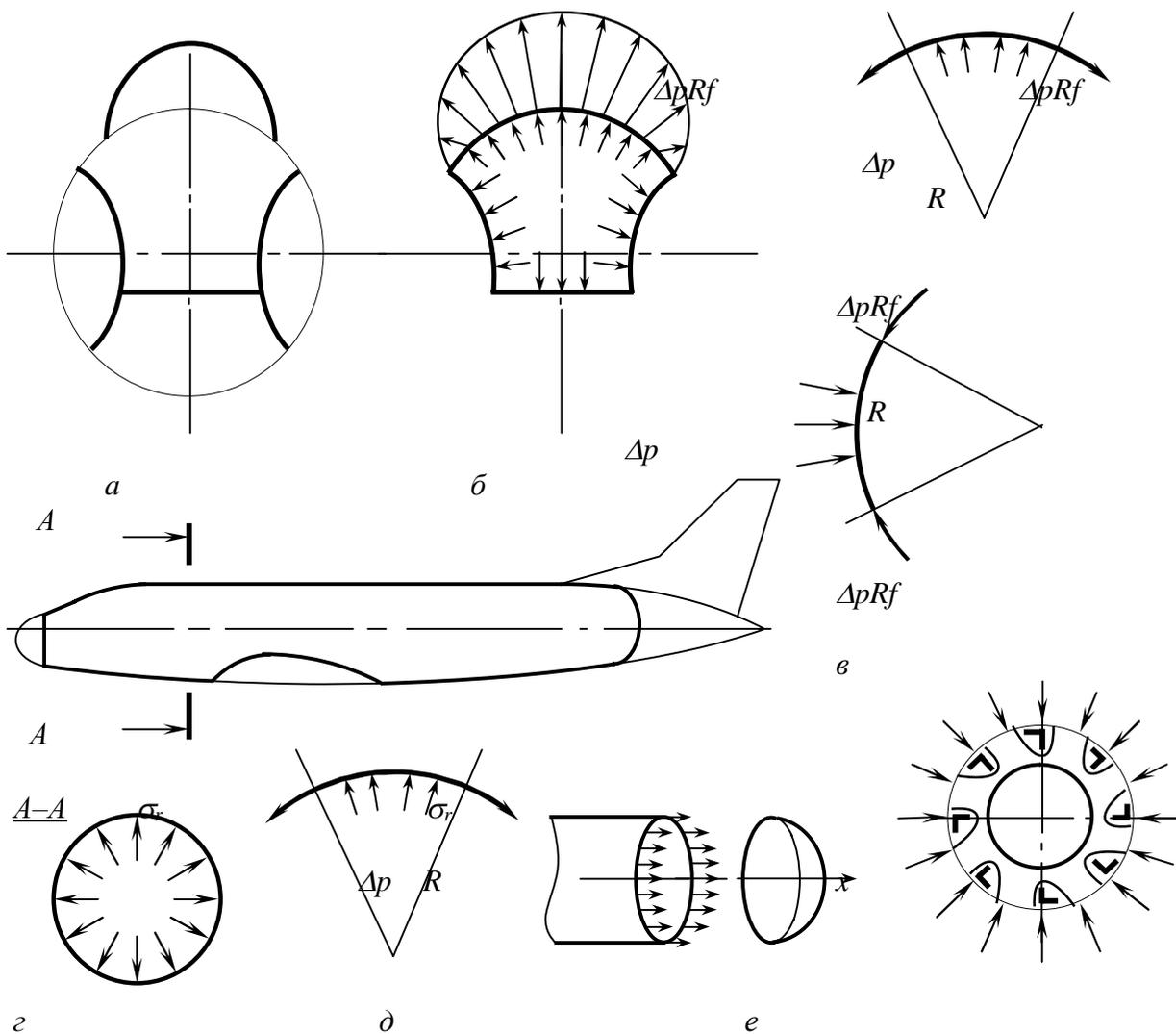


Рис.1. Схемы нагружения элементов гермокабин избыточным давлением.

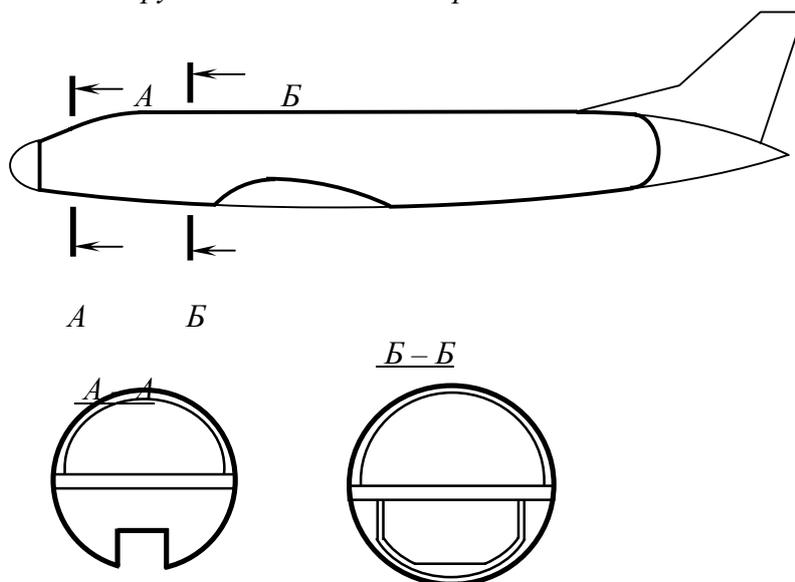


Рис. 2. Некоторые сечения гермокабин

Рис. 3. Варианты герметизации стыковых соединений: (Из Житомирского Рис 6.24)

1 – обшивка; 2 – герметик; 3 – продольные силовые элементы; 4 – поперечные силовые элементы; 5 – уплотнительная лента; 6 – фрезерованные панели.

К герметикам предъявляются следующие требования:

- они должны обладать пластичностью, т.е. сохранять герметизирующие свойства, при перепадах давления, деформациях шва, воздействиях высокой и низкой температур;
- должны обеспечивать сцепление с поверхностью деталей не менее 0,98 МПа;
- не должны оказывать вредного воздействия на людей и вызывать коррозию в защищаемой зоне.

Наибольшее распространение в самолетостроении и вертолетостроении находят применение следующие герметики:

- при температурах эксплуатации от $-60...70$ до $+250...300^{\circ}\text{C}$ и скоростях до $2...3$ М применяются герметики ВГФ-1 и У-2-28;
- при температурах эксплуатации от -50°C и скоростях до 1000 км/час применяются герметики У-30М, УТ-32, У-30мэс-5, ВТУР.

Для уплотнения крышек люков и дверей применяют резиновые профили, а для фонарей кабин – резиновые надувные шланги, укладываемые по обводам. В шланги подается воздух под давлением $0,15...0,20$ МПа, шланги раздуваются и уплотняют стыки.

Наибольшие трудности связаны с герметизацией выводов тяг и тросов проводки управления самолетом. Для тяг с возвратно-поступательным движением применяют гофрированные резиновые шланги, которые одеваются одним концом на крепежный фланец, а другим – на тягу. При большом перемещении тяг или тросов управления, выводы герметизируют специальными резиновыми пробками (рис. 4).

В этом случае тяга 4 проходит через зажатую накидной гайкой 5 резиновую или графитово-асбестовую набивку 3. Фланец 2 гермовывода прикреплен к обшивке 1. Такие уплотнения обеспечивают достаточно надежную герметизацию кабины, но при этом в результате трения создается дополнительное усилие на рычагах управления самолетом.

Для герметизации выводов трубопроводов различных систем применяют специальные переходники. Электропроводка в виде жгутов выводится из гермокабин с помощью специальных штепсельных разъемов (ШР), которые устанавливаются на стенках кабин.

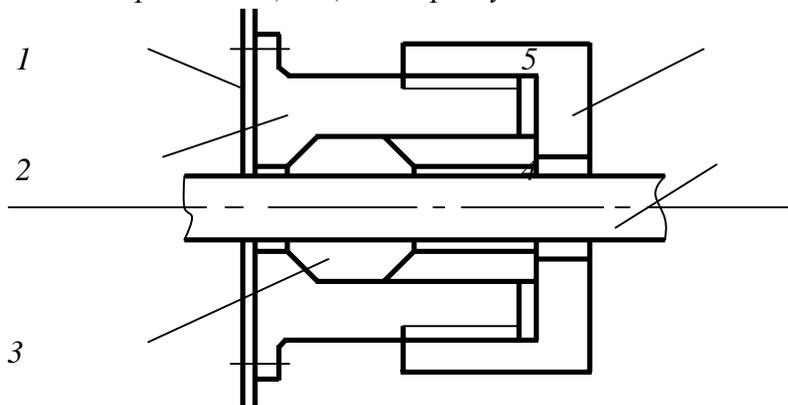


Рис. 4. Пример герметизации вывода проводки управления

Важным элементом гермокабины является фонарь кабины пилота, который состоит из металлического каркаса и вмонтированного в него органического или силикатного стекла. Металлический каркас фонаря должен обладать высокой жесткостью, а стекло должно крепиться с помощью эластичных прокладок.

Фонари военных одноместных машин как правило состоят из отдельного переднего козырька и сдвижной или откидной части, служащей для входа и выхода летчика и аварийного покидания самолета путем катапультирования. Для крепления фонаря к фюзеляжу и его фиксирования в закрытом положении в подфонарной жесткости устанавливаются специальные замки по два по правому и левому бортам. Откидная часть фонаря открывается слева направо по полету, вручную.

Каркас фонаря пилотов пассажирского или транспортного самолетов выполняется из отдельных рам, которые через вертикальные стержни опираются на подфонарный лонжерон и обод шпангоута. Верхний пояс каркаса фонаря конструктивно связан с каркасом "крыши". Лобовые стекла фонаря, как правило, силикатные с обогревом. Герметизация остекления осуществляется с помощью эластичных резиновых прокладок, жгутов и герметика; стекла вставляются изнутри кабины. Один из вариантов узлов закрепления стекол показан на рис. 5. В этом случае избыточное давление способствует повышению герметичности остекления.

Выходные двери современного пассажирского самолета представляют собой достаточно сложный в конструктивном отношении узел, который является частью гермокабины и к которому, помимо всего прочего, предъявляются требования надежной герметизации. Двери и люки должны отвечать следующим специфическим требованиям:

- их число и размеры должны обеспечивать быструю и удобную посадку и высадку пассажиров и аварийное покидание самолета;
- кинематика дверей должна при минимальных усилиях обеспечивать быстрое их открытие и закрытие;
- обеспечение надежной фиксации дверей в закрытом положении.

В последнее время распространение получили откидные двери-трапы, в которых конструкция трапа совмещена с выходной дверью. При открытии двери сверху вниз происходит раскладывание трапа вместе с поручнями. В выпущенном положении части двери-трапа фиксируются с помощью специальных замков. Управление дверью-трапом электрогидравлическое.

Определенными преимуществами обладает дверь, открывающаяся внутрь фюзеляжа, так как в этом случае упрощается герметизация и звукоизоляция пассажирского салона. Несколько меньшее загромождение возникает при использовании сдвижной двери. Однако именно по этим причинам в современных самолетах двери открываются наружу и сдвигаются вдоль борта. Типовая конструкция двери представляет собой фрезерованную обшивку, подкрепленную штампованной чашей, вертикальными и горизонтальными балками. Дверь подвешивается на кронштейнах. Герметизация двери осуществляется с помощью двух резиновых профилей.

Конструкция аварийных люков представляет собой отштампованную чашу, подкрепленную балочками и мембранами. В открытом положении люк фиксируется тягой. Аварийные люки располагаются по обоим бортам фюзеляжа и в верхней части. Для запирания двери и люки оснащаются штыревыми замками.

Конструкция окон и остекления. Остекление пассажирских салонов обеспечивает обзор и доступ света в дневное время, обеспечивая нормальные условия для пассажиров. Остекление салона осуществляется при помощи двойных или тройных стекол, между которыми создается воздушная прослойка, предотвращающая запотевание стекол и улучшающая тепло и звукоизоляцию. Наружное стекло стеклоблока имеет большую толщину и выполняется с кольцевой выборкой под штампованную окантовку. Стеклоблоки устанавливаются изнутри и работают как своеобразные заглушки при создании избыточного давления в кабине. При установке стекол в стеклоблоке используется герметик.

Система жизнеобеспечения. Наиболее благоприятные метеоусловия для полета создаются на высотах более 10000 м. Но начиная с высоты 2000 м из-за падения парциального давления кислорода начинается осязаемое кислородное голодание. Поэтому одним из основных вопросов жизнеобеспечения пассажиров является создание и поддержание на всем диапазоне высот давления, соответствующего барометрической высоте 2400 м. Для определения величины избыточного давления Δp используются графики МСА и $p_{каб} = f(H)$

(рис 6). Например, при полете на высоте 11000 м величина избыточного давления Δp_{\max} определяется отрезком АВ, причем точка А – точка пересечения горизонтали, проведенной от точки МСА, соответствующей высоте $H = 2400$ м и вертикалью из точки $H = 11000$ м. Для этого случая $\Delta p_{\max} \approx 55$ кПа.

Кроме поддержания избыточного давления производится очистка и подогрев воздуха, нагнетаемого в гермокабину. Подогретый чистый воздух забирается от одной из ступеней компрессора двигателя.

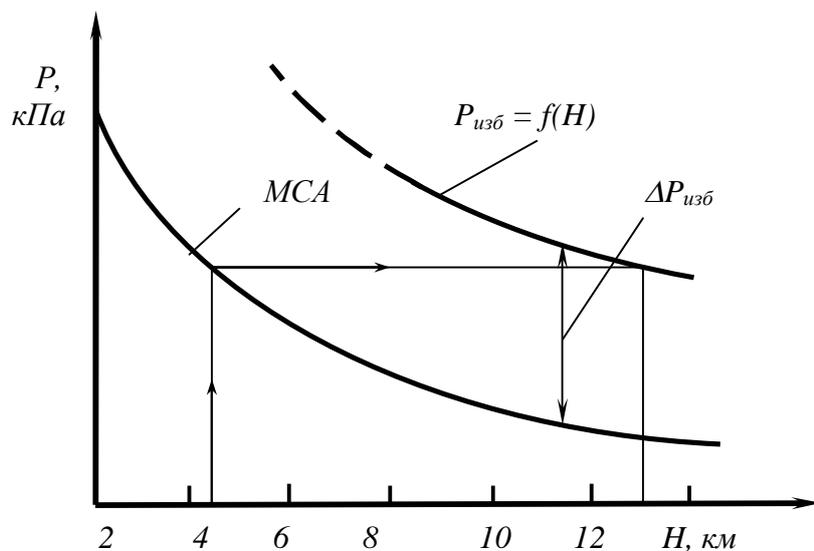


Рис. 6. Определение необходимого избыточного в гермокабине.

Контрольные вопросы по работе.

1. Назначение и виды герметизации и их применение.
2. Герметизация малых объемов.
3. Герметизация больших объемов.
4. Герметизация окон, дверей и люков в гермокабинах.
5. Герметизация механических и электрических выводов из гермокабин.

Задание для самостоятельной работы

1. Начертить герметизацию люка или фонаря летчика.
2. Начертить герметизацию остекления гермокабины и одного-двух выводов из нее.
3. Сделайте эскизы системы жизнеобеспечения для экипажей и пассажиров.

Лабораторная работа №10

Шасси самолета.

Цель работы: подробное ознакомление студентов с назначением, разнообразными схемами и конструкцией шасси, анализ сил действующие на шасси и работу конструктивных элементов шасси под нагрузкой, видами опорных элементов, а также тормозной системой опорных элементов, назначением, конструкцией и работой амортизационной системы шасси, конструкцией и работой жидкостно-газового амортизатора, укрепление знаний студентов с помощью практических заданий.

Необходимое оборудование и наглядные пособия для работы: натурные образцы элементов конструкции шасси и амортизационной системы, образцы элементов (деталей) в стыковых местах шасси, плакаты и учебно-методические материалы, посвященные конструкции шасси.

Основные сведения.

Шасси самолета представляет собой систему опор и предназначено для стоянки и передвижения самолета при рулежке, взлете и посадке.

На самолетах применяются следующие типы шасси:

- а) шасси с хвостовой опорой (трехопорное);
- б) шасси с передней опорой (трехопорное);
- в) велосипедное шасси (с двумя вспомогательными подкрыльными опорами);
- г) многоопорное шасси.

К шасси, кроме общих для всех агрегатов самолета, предъявляется ряд специфических требований. Шасси должно обеспечивать:

- устойчивость и управляемость самолета при разбеге, пробеге, рулении, маневрировании и буксировке;
- амортизацию динамических нагрузок при посадке и рулении;
- возможность разворота самолета на 180° на ВПП (при ее заданной ширине); обеспечивается наличием управляемых опорных элементов, тормозных устройств и т.п.;
- соответствие опорных элементов назначению, условиям эксплуатации и весовым характеристикам самолета;
- надежную фиксацию опор и створок шасси в выпущенном и убранном положении, а также минимальное время его выпуска и уборки.

Схемы шасси.

Все варианты размещения опор на самолете сводятся к следующим схемам: четырехопорной схеме, трехопорной схеме с хвостовой опорой, трехопорной схеме с передней опорой, двухопорной (велосипедной схеме), многоопорной схеме. Наибольшее распространение получила трехопорная схема с передней опорой.

При трехопорной схеме с хвостовой опорой (рис. 1, а) центр тяжести самолета располагается близко к основным опорам (за опорами), на которые приходится 90% веса самолета. Третья опора выносится далеко назад от

ЦМ, на нее приходится 10% стояночной нагрузки, она имеет меньшие размеры и конструкцию, удобную для уборки. К недостаткам схемы относятся: склонность самолета к капотированию, сложность процесса посадки из-за взмывания самолета при касании ВПП ("козление" – резкое возрастание угла атаки и подъемной силы при переходе на трехточечное положение самолета), плохая путевая устойчивость.

Плохую путевую устойчивость самолета с хвостовой опорой можно объяснить следующим образом. При случайном отклонении самолета от оси ВПП (действие момента $M_{откл}$) на опорных элементах основных опор возникают силы T и момент $M_y = 2Te$, усугубляющий разворот от оси ВПП.

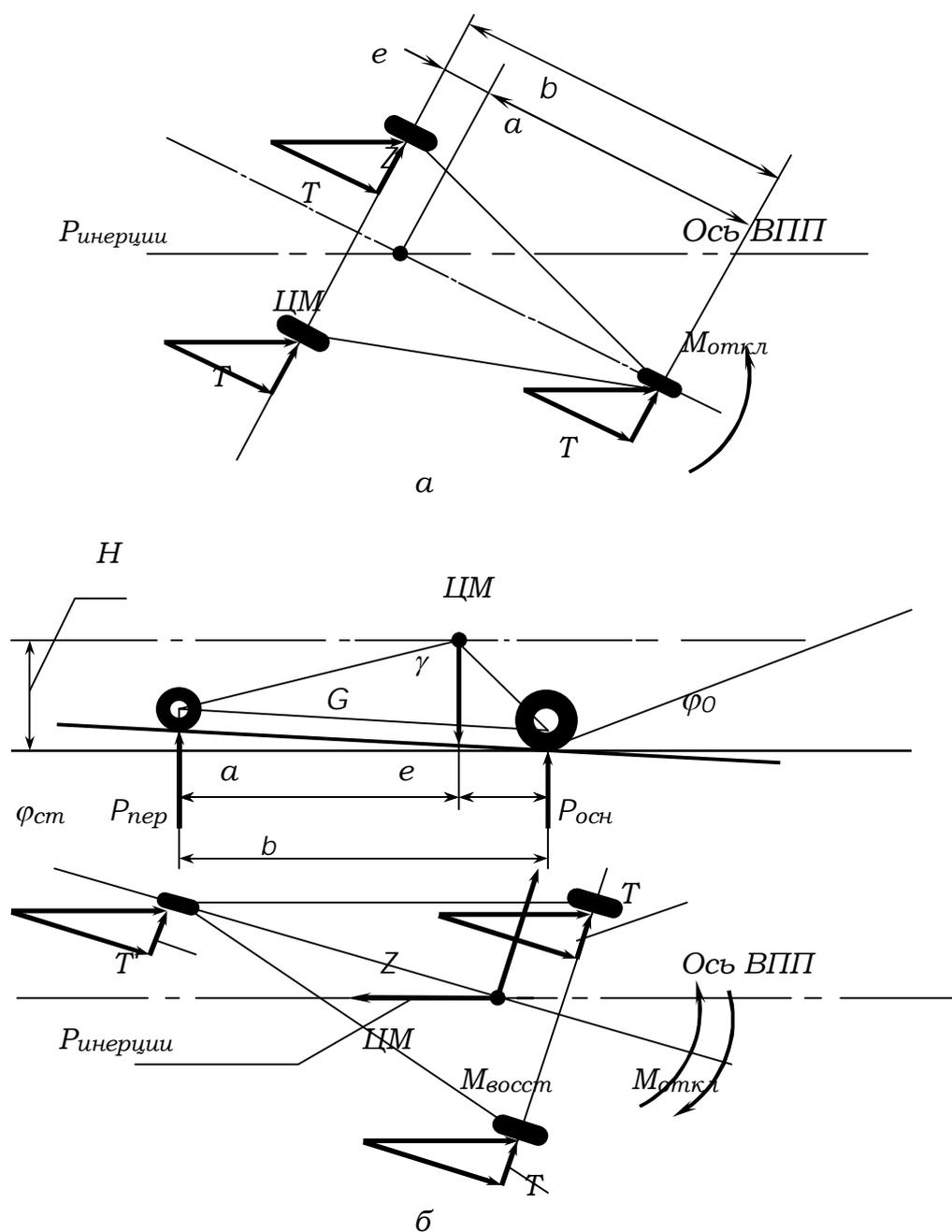


Рис. 1. Схемы трехопорных шасси самолета:
а – с задней опорой; б – с передней опорой.

Двухопорная (велосипедная) схема шасси (рис. 2) впервые нашла применение на военных самолетах вертикального взлета и посадки в связи с необходимостью увязать при компоновке самолета бомбоотсек, высокорасположенное крыло и шасси. При такой компоновке значительные проблемы возникают с уборкой основных стоек шасси, имеющих значительную длину. Применение такой схемы на обычных самолетах сильно усложняет управление самолетом при взлете и посадке.

У трехопорного шасси с передней опорой (рис. 1, б) отсутствует указанный недостаток, так как ЦМ самолета расположен впереди основных опор, а передняя опора вынесена далеко вперед. Возможность капотирования и "козления" сведена к минимуму, т.к. самолет с передней опорой имеет тенденцию при посадке к опусканию носа, уменьшению угла атаки и подъемной силы.

Трехопорное шасси с передней опорой обладает хорошей путевой устойчивостью, которая объясняется тем, что при отклонении самолета от оси ВПП под действием момента $M_{откл}$ возникает восстанавливающий момент $M_{восст} = 2Te$. Передняя опора делается свободно ориентирующимся, чтобы устранить силу T .

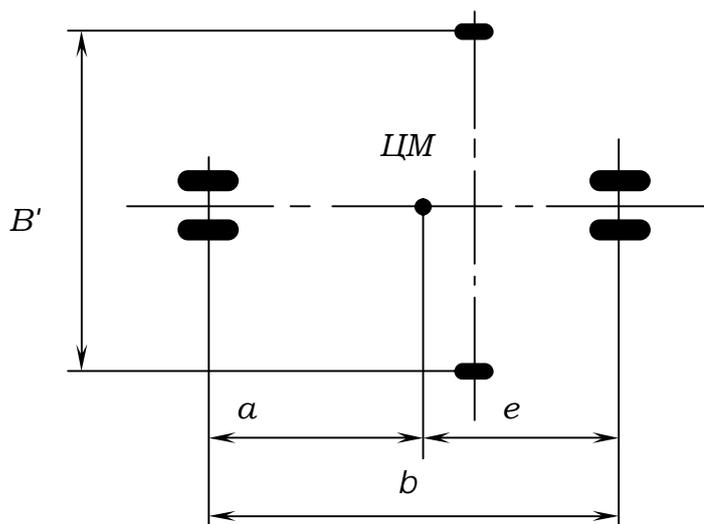


Рис. 2. Схема двухопорного (велосипедного) шасси

При такой схеме передняя и задняя опоры воспринимают одинаковые статические нагрузки. ЦМ самолета находится чуть ближе к задней опоре. Боковые подкрыльные опоры воспринимают 5% стояночной нагрузки. Передняя опора управляемая. Использование велосипедного шасси связано с целым рядом конструктивных и эксплуатационных трудностей:

- усложняется конструкция передней опоры за счет механизма "вздвигания", необходимого для увеличения угла атаки при взлете;
- появляется путевая неустойчивость при торможении колес передней опоры из-за появления разворачивающих сил T' ;

- утяжеление механизма разворота колес передней опоры из-за возрастания нагрузки до 40...45% G и утяжеление фюзеляжа на 10...15% из-за усиления зоны передней опоры;
- дополнительная масса подкрыльных опор и усиление крыла в зоне опор.

Многоопорные схемы шасси появились на тяжелых транспортных самолетах со взлетной массой свыше 200 тонн и являются логическим развитием многостоечных шасси с большим числом колес. Их применение в ряде случаев позволило уменьшить габариты и массу опор. Однако при уборке их в фюзеляж неизбежно увеличивается площадь его миделя и омываемой поверхности.

К основным геометрическим параметрам шасси относятся:

- продольная база шасси b – расстояние между передней (хвостовой) и основными опорами шасси;
- ширина колеи шасси B – расстояние между основными опорами;
- высота шасси H – расстояние от ЦМ до поверхности аэродрома;
- вынос основных опор относительно центра масс e – расстояние от ЦМ до проекции равнодействующих нагрузок на основные опоры;
- вынос передней (хвостовой опоры) основных опор относительно центра масс a – расстояние от ЦМ до проекции равнодействующих нагрузок на переднюю (хвостовую) опору;
- посадочный угол φ_0 – угол между продольной осью фюзеляжа и касательной к основным опорам и предохранительной опоре на фюзеляже;
- стояночный угол $\varphi_{ст}$ – угол между осью фюзеляжа при стоянке и поверхностью аэродрома.

Основные элементы конструкции шасси.

Основными элементами конструкции шасси самолета являются:

□ опорный элемент, обеспечивающий взаимодействие шасси с твердой или жидкой поверхностью; выполняется в виде колеса, лыжи, поплавок, гусениц, воздушной подушки;

□ стойка - обеспечивает передачу нагрузок с опорного элемента на конструкцию самолета;

□ узлы подвески, которые связывают стойку с конструкцией самолета;

□ двухзвенник (шлиц-шарнир) – узел, состоящий из шарнирно соединенных звеньев и обеспечивающий передачу M_k от штока на цилиндр амортизатора и фиксацию штока от поворота;

□ амортизатор - устройство преобразующее кинетическую энергию самолета при посадке в тепловую, или ударную нагрузку в постепенно возрастающую;

□ подъемник - устройство уборки или выпуска шасси;

□ замки - механические устройства, служащие для фиксации шасси в убранном или выпущенном положении.

В зависимости от особенностей конструкции опоры шасси могут иметь дополнительные элементы: демпфер шимми, подкосы, тележку, траверсы и т.п.

Конструкции опорных элементов

Большое разнообразие опорных элементов связано с различными условиями эксплуатации самолетов.

Авиационные колеса создают давление на поверхность, равное давлению в пневматике, и требуют специальной подготовки аэродромов. Авиационное колесо состоит из пневматика, корпуса и тормозного устройства. Пневматик воспринимает часть энергии от удара в момент приземления и обеспечивает проходимость при движении по аэродрому.

Снежные лыжи создают пониженное давление на поверхность. Их конструкция состоит из стрингеров и шпангоутов, к которым снизу крепится полоз, а сверху - крышка. Лыжа снабжена системой обогрева.

Грунтовые лыжи также создают малое давление на поверхность и используются на рыхлых грунтах. Выполняются в виде литого или штампованного силового корпуса с продольным и поперечным наборами.

Гусеницы обеспечивают давление на грунт, меньшее, чем колеса.

Лодки, поплавки, гидролыжи используют на гидросамолетах. Лодки и поплавки имеют набор стрингеров и шпангоутов и обшивку; гидролыжи по конструкции аналогичны снежным лыжам.

Опорные элементы крепятся к стойкам с помощью осей, полуосей или тележки. По расположению колес опорные элементы подразделяются на вильчатые, полувильчатые, с консольной осью и со спаренными колесами. На тяжелых самолетах тележки устанавливаются для уменьшения давления колес на поверхность аэродрома.

Колеса самолета снабжаются тормозными устройствами колодочной, дисковой или камерной конструкции. Основной характеристикой тормозных устройств является энергоемкость - количество кинетической энергии, преобразованной в тепло и рассеянной тормозным устройством. Наибольшей энергоемкостью обладают дисковые тормоза, наименьшей - колодочные.

Нагрузки на шасси

Опора самолета может быть нагружена внешними силами P_x , P_y и P_z , действующими одновременно и обусловленными весом самолета и перегрузкой при взлете и посадке (рис. 3).

Действующие нагрузки вызывают, как правило, растяжение-сжатие, срез и изгиб в двух плоскостях, а также кручение в элементах конструкции шасси.

Наиболее характерные эксплуатационные случаи нагружения нормированы, т.е. заданы значения сил силами P_x , P_y и P_z , а также моментов M_y и M_T (момент торможения). Например, максимальная вертикальная нагрузка на шасси возникает при "грубой" посадке (посадка на все опоры одновременно) - расчетный случай E_{III} . В этом случае расчетная величина нагрузки на основную опору определяется выражением

$P_{осн\ E} = Z_k \cdot P_{к.ст.пос} \cdot n^{\circ}_E \cdot f$, где Z_k – число колес на опоре;

$P_{к.ст.пос}$ – стояночная нагрузка на колесо
при посадочной массе самолета;

n°_E – эксплуатационная перегрузка в
случае E_{III} ($n^{\circ}_E = 2,5 \dots 3,5$);

f – коэффициент безопасности.

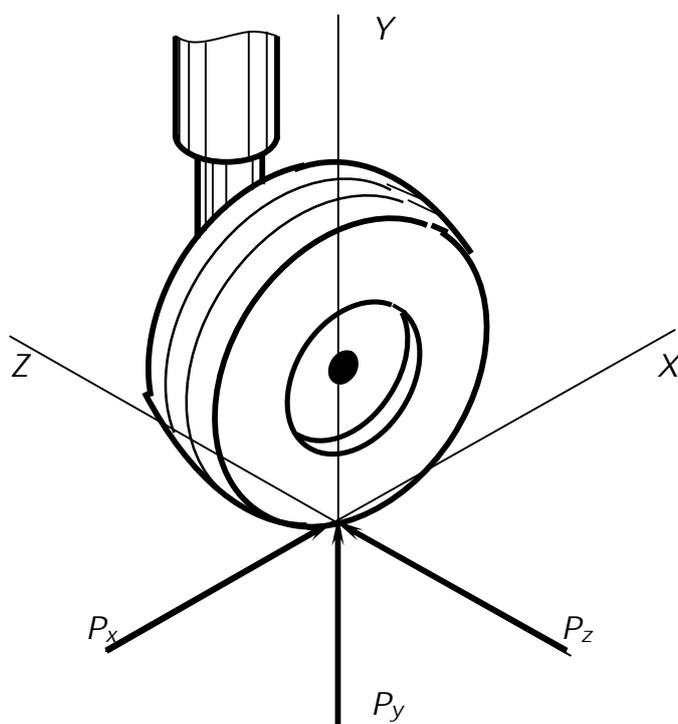


Рис. 3. Схема нагружения опоры самолета

Конструктивно силовые схемы шасси

По способу восприятия и передачи нагрузок шасси разделяются на ферменные, балочные и ферменно-балочные.

Ферменное шасси (рис. 4) представляет собой совокупность стержней, образующих пространственную ферму, к которой прикреплены опорные элементы. Стержни фермы работают на растяжение-сжатие, поэтому шасси этой схемы имеет наименьшую массу.

На рис. 4 конструкция шасси образована осью колес, двумя стержнями с амортизаторами, двумя боковыми двумя подпирющими подкосами. Применение таких опор ограничено невозможностью их уборки в полете.

Балочное шасси. Основным силовым элементом такого шасси является балка – амортизационная стойка (рис. 5), воспринимающая все виды нагрузок. Амортизационная стойка представляет собой либо консольную моментно закрепленную балку, либо балку на двух опорах в плоскости уборки и моментно закрепленную балку в перпендикулярной плоскости.

На рис. 5 показана стойка, которая кроме оси траверсы имеет еще одну опору в виде цилиндра выпуска-уборки стойки. В этом случае в плоскости XOY стойка 3 моментно заделана с помощью траверсы 4 и представляет собой балку на двух опорах в плоскости YOZ . Такая КСС стоек получила наибольшее распространение.

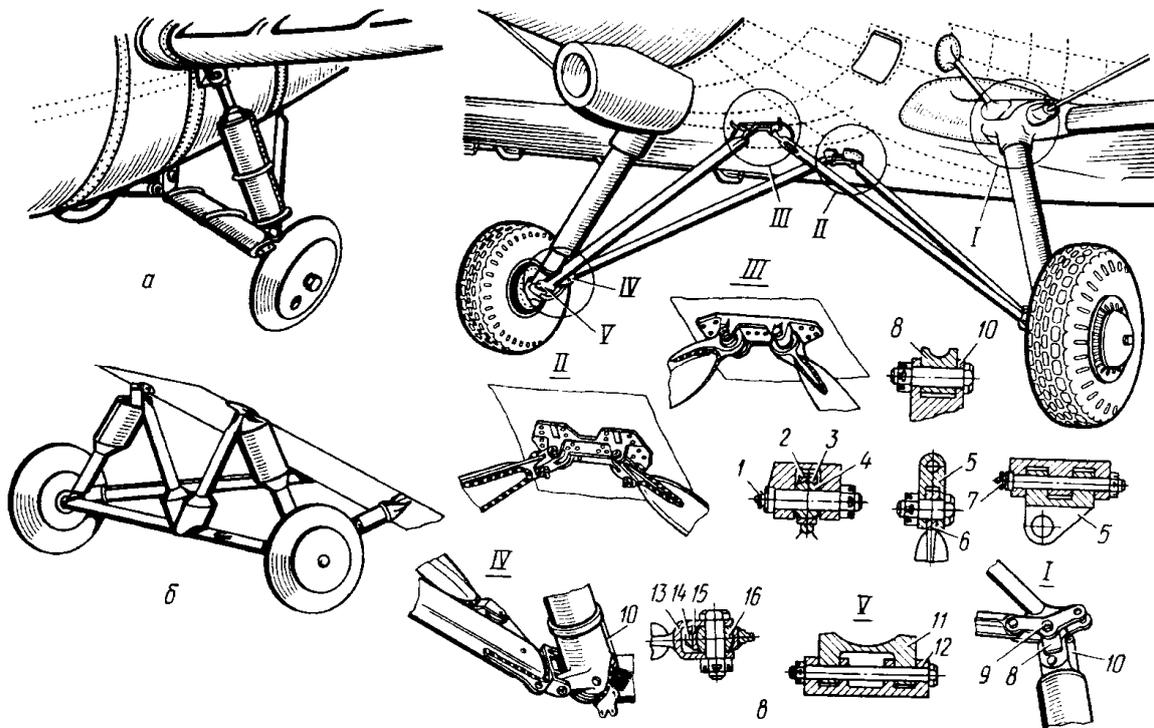


Рис. 4. Варианты конструкция ферменного шасси

По эюграм Q , M и M_k по высоте стойки $h_{ст}$ можно определить потребные сечения стойки и величину силовых факторов, передающихся на конструкцию крыла. Из эюграм также видно, что включение подкоса (цилиндра выпуска-уборки) в КСС опоры в плоскости YOZ позволяет значительно снизить величину изгибающего момента в сечениях стойки выше узла крепления подкоса и свести значение момента до нуля в узле крепления стойки.

Ферменно-балочное шасси (рис.6) получило широкое распространение на современных самолетах. В этой КСС балка – амортизационная стойка – работает на все виды нагрузок, а подкрепляющие раскосы и подкосы, нагруженные осевыми силами, существенно снижают изгибающие моменты, действующие на стойку. Опорами для стойки, кроме траверсы 3, являются узлы крепления к раскосам (точки 2,2') в плоскости YOZ и подкосу (точка 1) в плоскости YOX . По характеру эюграм силовых факторов определяются наиболее нагруженные сечения стоек, а по величине сил и моментов – напряжения.

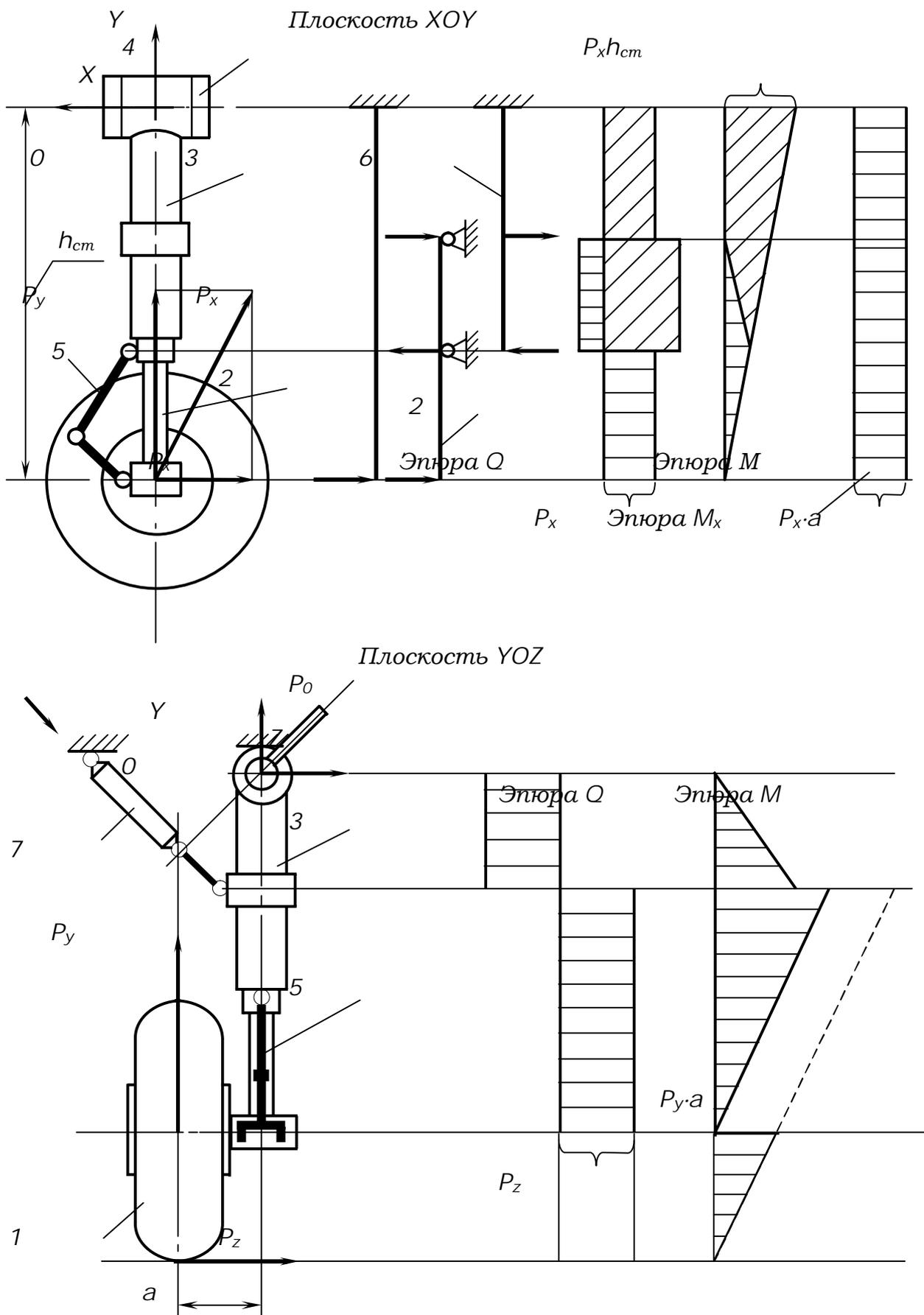


Рис. 5. Нагрузки, действующие на опору балочного шасси, и эюры Q и M :
 1 - опорный элемент; 2 - шток; 3 - стойка; 4 - узлы подвески;
 5 - двузвенник; 6 - демпфер; 7 - цилиндр подъемник.

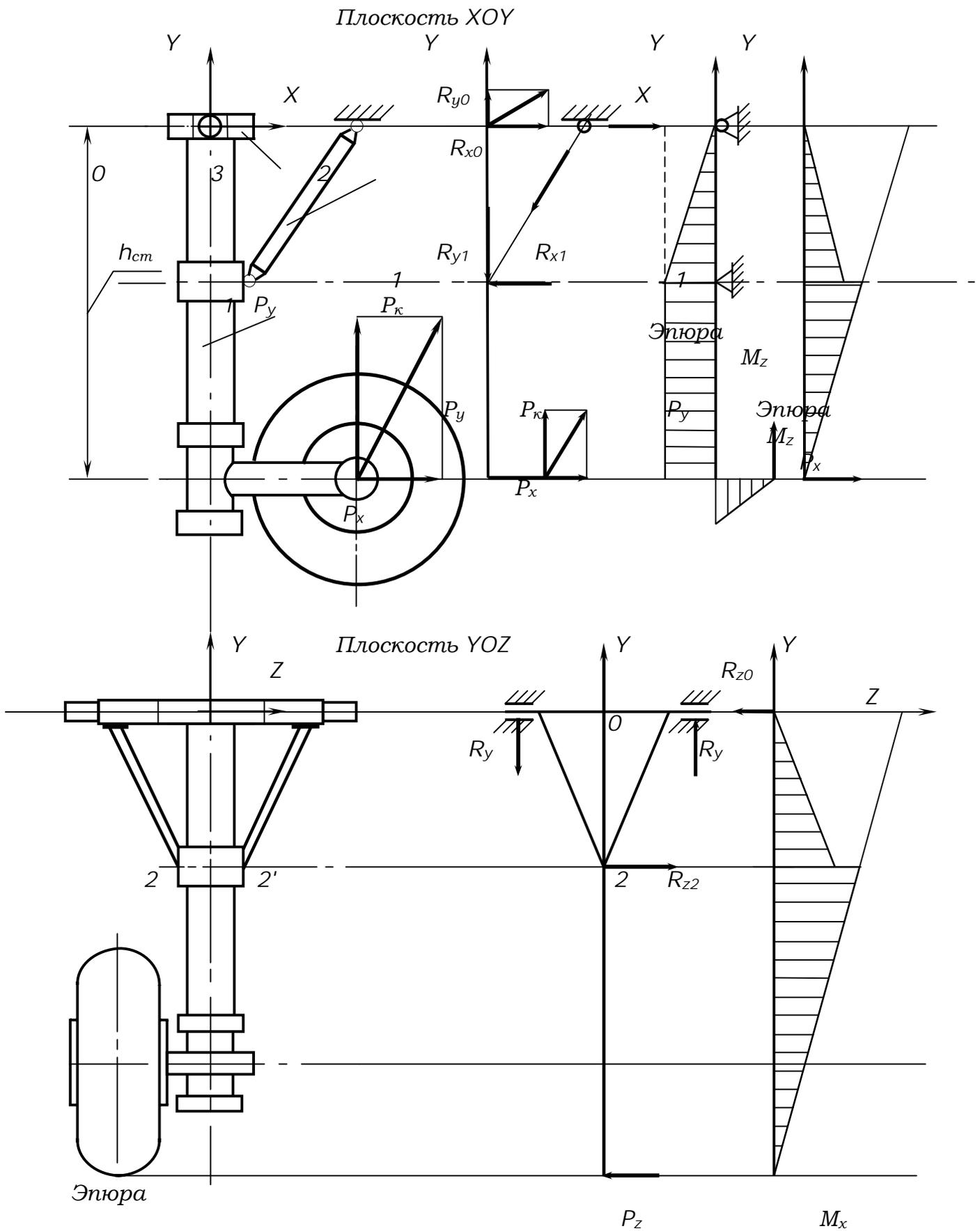


Рис. 6. Конструкция и нагружение опоры ферменно-балочной КСС

Контрольные вопросы по работе.

- 1. Для чего предназначено шасси самолета?*
- 2. Какие основные параметры предъявляются к агрегату шасси?*
- 3. Сколько видов схем шасси существуют, и какие более применимы?*
- 4. Перечислите параметры шасси?*
- 5. Какие нагрузки действуют на шасси самолета?*
- 6. Что называется ферменной конструкцией шасси?*
- 7. Что называется балочной конструкцией шасси?*
- 8. Какие бывают опорные элементы шасси?*
- 9. В чем особенность конструкции передних опор?*
- 10. Что знаете по конструкции авиационных колес?*
- 11. Конструкции передних опор самолета и их особенности.*

Задание для самостоятельной работы

- 1. Начертить конструктивно-силовую схему опоры самолета в двух проекциях и дать поясняющие сечения.*
- 2. Начертить узлы подвески стойки, крепление оси опорного элемента, двухзвенник и т.п.*
- 3. Сделайте эскизы опорных элементов различного типа.*

Лабораторная работа №11

Амортизаторы и механизмы выпуска-уборки шасси.

Цель работы: подробное ознакомление студентов с назначением и конструкцией механизма выпуска-уборки шасси, конструкцией и работой жидкостно-газового амортизатора, укрепление знаний студентов с помощью лабораторных заданий.

Необходимое оборудование и наглядные пособия для работы: натурные образцы элементов конструкции шасси и амортизационной системы, образцы элементов (деталей) в стыковых местах шасси, плакаты и учебно-методические материалы, посвященные конструкции шасси.

Амортизаторы и механизмы выпуска-уборки шасси

Основные сведения.

Назначение амортизации шасси – состоит в поглощении и рассеивании энергии ударов при посадке и движении самолета по неровному аэродрому для уменьшения действующих на него нагрузок.

При посадке кинетическая энергия удара $A_{кин} = m_{нос} \cdot V_y^2 / 2$ переходит в энергию деформации $A_{деф}$. При скоростях снижения $V_y = 3,0 \dots 4,5$ м/с величина энергии деформации определяется работой сил ΣP_k , действующих со стороны ВПП на опорные элементы шасси при опускании ЦМ самолета на величину $H_{ЦМ}$:

$$A_{деф} = \int_0^{H_{ЦМ}} \Sigma P_k \cdot dH = P \cdot H_{ЦМ},$$

где P – среднее значение нагрузок на опоры.

Из соотношения $P \cdot H_{ЦМ} = m_{нос} \cdot V_y^2 / 2$ следует, что нагрузки на узлы крепления планера зависят от величины опускания ЦМ самолета при посадке.

Для увеличения значений параметра $H_{ЦМ}$ в конструкцию шасси вводят упругие элементы – пневматики и амортизаторы. Величина опускания ЦМ самолета в этом случае складывается из обжатия пневматиков – $\delta_{пн}$ и обжатия амортизаторов – $\delta_{ам}$. Для телескопических стоек принимается $H_{ЦМ} = \delta_{пн} + \delta_{ам}$, для стоек с рычажной подвеской колес $H_{ЦМ} = \delta_{пн} + h_{верт.к}$, где $h_{верт.к}$ – вертикальное перемещение колеса при посадке.

Для колесного шасси значения $H_{ЦМ}$ составляют: для легких самолетов – от 250 до 400 мм, для тяжелых – 600...700 мм.

График зависимости $\Sigma P_k = f(H)$ (рис. 1) называют диаграммой работы амортизации шасси самолета.

Площадь между кривой $\Sigma P_k = f(H)$ и осью абсцисс определяет работу амортизации.

В отличие от пневматиков, которые почти всю воспринимаемую энергию передают самолету, амортизаторы большую часть воспринимаемой энергии рассеивают в виде тепла. Это приводит к быстрым затуханиям колебаний самолета при посадке. Амортизаторы воспринимают 80...85% кинетической энергии самолета, пневматики 15...20%.

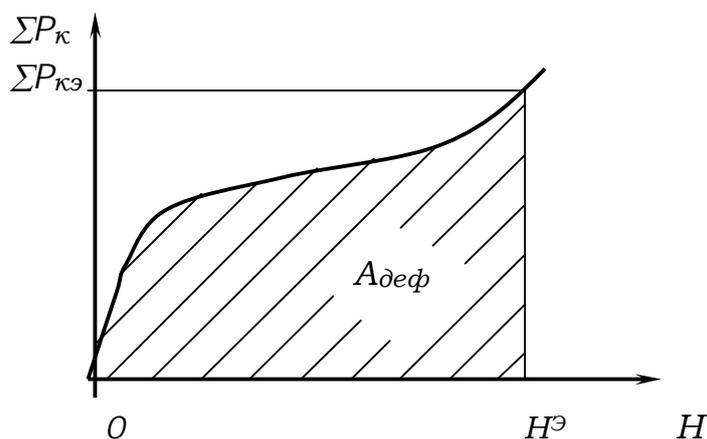


Рис. 1. Диаграмма работы амортизации шасси

Требования к амортизаторам. Основным требованием к амортизаторам шасси является поглощение и рассеивание нормированной энергии при посадке самолета, при минимальных габаритах и массе амортизаторов, достаточной их прочности и долговечности.

Для выполнения этого основного требования:

- амортизатор должен быть рассчитан на поглощение приходящейся на его долю нормированной энергии $A_{\alpha^{\text{э}}}$;
- усилия в амортизаторе P_{α} должны нарастать плавно, достигая максимума $P_{\alpha^{\text{э}}}$ в конце обжатия. Амортизатор должен быть устойчив к перегрузкам; для этой цели в его конструкции предусматриваются противоперегрузочные устройства;
- амортизатор должен быть многоразовым; время прямого и обратного ходов не должно превышать 1 с после чего амортизатор должен быть готов к восприятию следующих ударов;
- высокие эксплуатационные характеристики.

В зависимости от вида применяемого рабочего тела амортизаторы могут быть жидкостно-газовыми, жидкостными, пружинно-фрикционными, резиновыми и др.

Конструкция и работа жидкостно-газового амортизатора.

В качестве рабочего тела в жидкостно-газовом амортизаторе используются газ и жидкость. Газ служит в качестве упругого элемента амортизатора, а с помощью жидкости создаются гидравлические сопротивления, преодолевая которые при работе амортизатора жидкость поглощает и рассеивает энергию ударов. В качестве жидкости в амортизаторах чаще всего используется жидкость АМГ-10, в качестве газа – азот.

Рассмотрим конструкцию и работу двухкамерного амортизатора современного пассажирского самолета (рис.2). Амортизационная стойка основной опоры выполняется конструктивно в виде амортизатора с двумя изолированными воздушными камерами. Верхняя камера В для азота расположена в гильзе 3, установленной в цилиндре-траверсе 1. Нижняя камера для азота Н находится в гильзе, установленной в нижней части штока 2. В средней части штока 2 находится жидкость, отделенная от нижней газовой камеры плавающим поршнем 4. В средней части штока

монтируется профилированная игла 5 и клапан 6 с пружиной торможения обратного хода поршня 4. В нижней части гильзы 3 установлен колокол 7, с поршнем 8 и пружиной 9. В верхней части поршня 8 имеется букса с восемью клапанами для перетекания жидкости. В верхнюю часть колокола 7 вмонтирован клапан 10, а в верхнем доньшке гильзы 3 установлен зарядный клапан 11

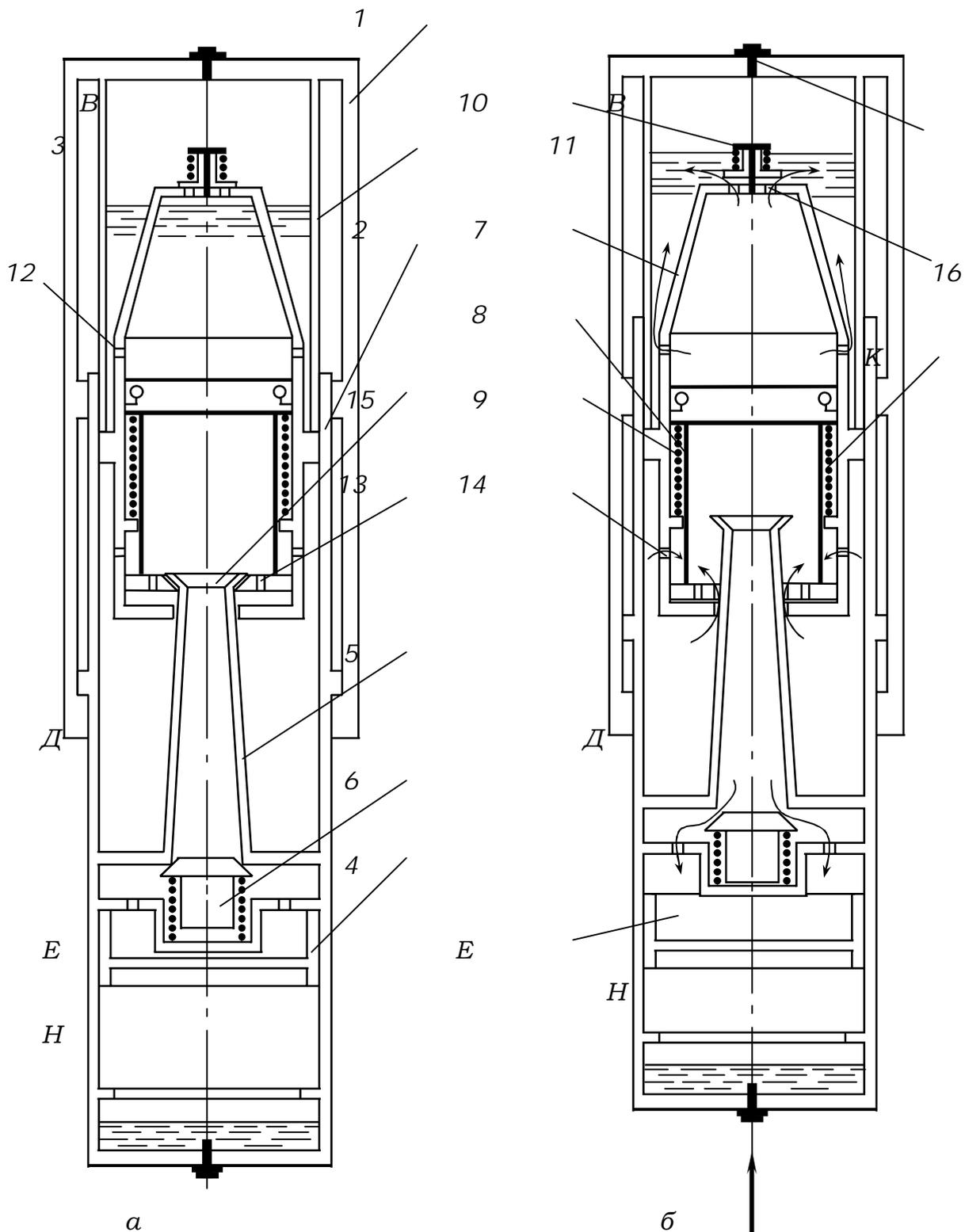


Рис. 2. Конструкция и работа двухкамерного жидкостно-газового амортизатора

А. Начальное положение. Перед посадкой за счет давления азота в верхней камере шток 2 (рис. 2, а) выдвинут до упора вниз. Профилированная игла 5 своим грибком 15 оттягивает вниз поршень 8, сжимая пружину 9. При этом отверстия 12, 13 в поршне и колоколе обеспечивают свободное перетекание жидкости в амортизаторе. Плавающий поршень 4 под давлением азота в камере Н находится в крайнем верхнем положении. Клапан торможения 6 – в положении закрыто.

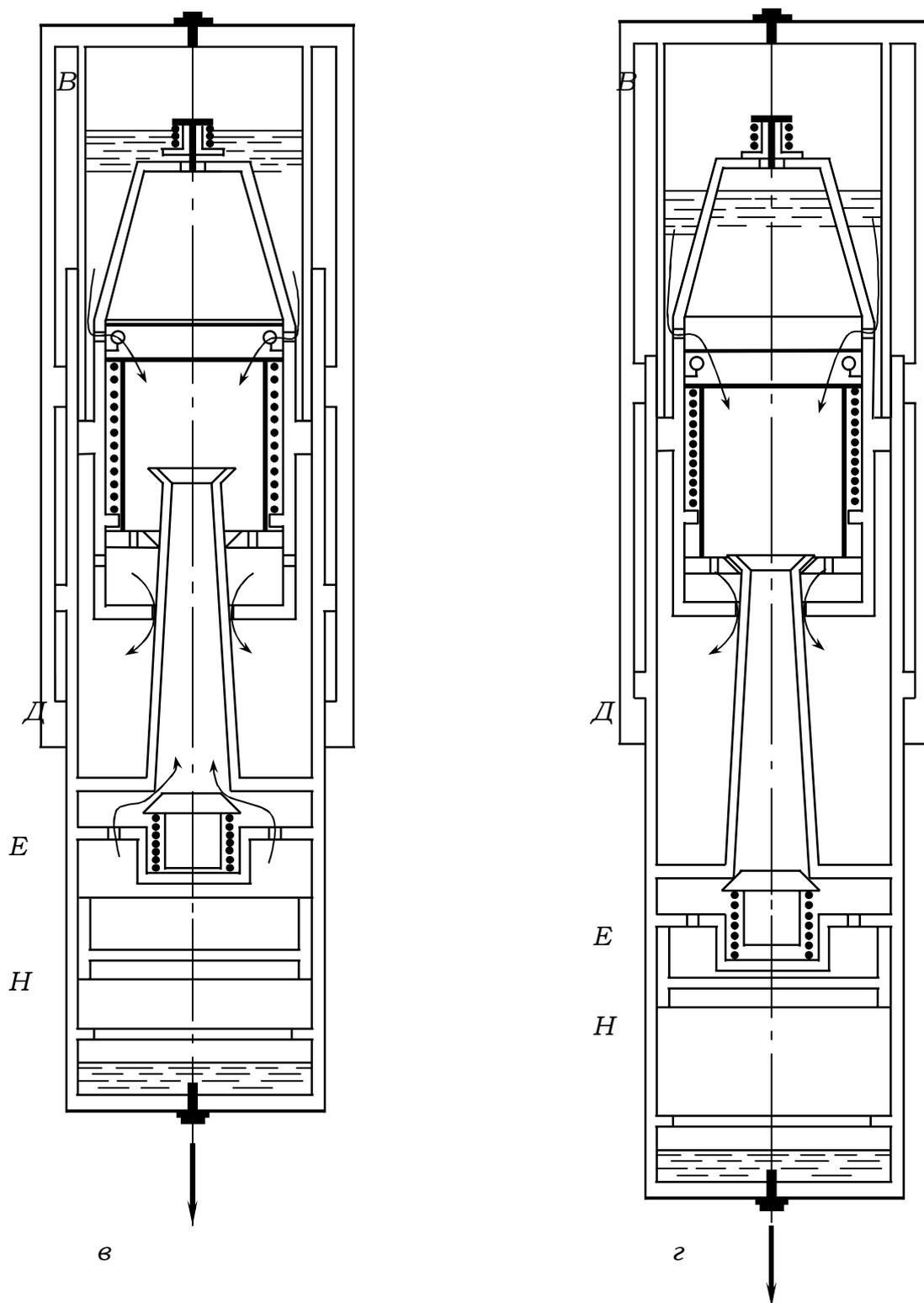


Рис. 2. Конструкция и работа двухкамерного жидкостно-газового амортизатора (продолжение).

Б. Прямой ход амортизатора (рис. 2, б). Шток 2 вместе с иглой 5 перемещается вверх. В полости Д создается избыточное давление за счет перетекания жидкости через кольцевую проточку между иглой 5 и стенками отверстия в доньшке поршня 8. Отверстия 13 перекрыты и жидкость попадает в полость В через отверстия 12, 16. Клапан 10 открывается. Азот в камере В сжимается; усилие в амортизаторе P_a при этом складывается из силы сжатия азота, трения и гидравлического сопротивления перетекающей жидкости. При ударе, когда шток движется вверх с большой скоростью, сила давления в камере Д открывает клапан 6 и перепускает жидкость в полость Е. Поршень 4 опускается и сжимает азот. Усилие P_a в этот момент складывается из силы сжатия азота в полостях В и Н и гидравлического сопротивления дросселирования жидкости.

После поглощения энергии посадочного удара шток 2 останавливается, давление во всех полостях, заполненных жидкостью выравнивается, поршень 8 перемещается в крайнее верхнее положение открывая отверстия 14, 15 и обеспечивая тем самым свободное перетекание жидкости в полость В. Величина P_a при этом определяется степенью сжатия азота, что обеспечивает мягкость амортизации при наземных маневрах.

В. Обратный ход (рис. 2, в). Шток 2 под действием сжатого азота в камере В перемещается вниз, при этом объем полости Д увеличивается и заполняется жидкостью. Клапан 10 закрывается. Жидкость проходит из полости В внутрь колокола и в полость Д из полости Е через дроссельные отверстия в поршне и клапане. В конце обратного хода штока (рис. 2, г) грибок иглы приводит в движение поршень 8. Поршень 8 плавно перемещается вниз до упора, сжимая пружину 9 и выжимая жидкость из полости К.

Кроме жидкостно-газовых амортизаторов в шасси могут применяться пружинно-фрикционные, резиновые, жидкостные амортизаторы.

Пружинно-фрикционные амортизаторы представляют собой набор стальных внешних и внутренних колец, которые при обжатии амортизатора входят друг в друга, совершая работу сил трения. Этот вид амортизаторов в современных самолетах практически не применяется.

В резиновых амортизаторах используется обжатие и деформация резиновых пластин, установленных между специальными прокладками. При этом возникают силы, работа которых частично преобразуется в тепло. Область применения амортизаторов данного типа ограничивается легкими самолетами.

В жидкостных амортизаторах используется свойство жидкостей изменять свой объем при очень высоких давлениях (300...500 МПа). Жидкостный амортизатор представляет собой толстостенный цилиндр со штоком и поршнем с отверстиями. Энергия удара поглощается сжатием жидкости и работой против сил гидравлического сопротивления при перетекании жидкости. Такие амортизаторы имеют высокий коэффициент полноты диаграммы $\eta = A_a^3 / P_a^3 \cdot \delta_a^3$, но при этом высокую жесткость, что резко снизило их практическую применимость на современных самолетах.

Конструкция и кинематика механизмов уборки-выпуска шасси.

Уборка шасси осуществляется гидро-, пневмо- или электроприводом с помощью рычагов и тяг. Конструкции элементов механизмов уборки-выпуска

шасси весьма разнообразны. Подъемник опоры часто является подкосом, воспринимающим часть нагрузки на опору шасси.

Гидравлический подъемник опоры самолета состоит из цилиндра и штока с поршнем. Гидросмесь подается в цилиндр и перемещает поршень и шток.

Складывающийся подкос выполняется в виде стержня, либо в виде плоской фермы с шарниром в средней части. Для предотвращения складывания подкоса в выпущенном положении опоры его фиксируют специальным замком.

Для уменьшения габаритов отсеков, занимаемых опорами шасси, колесо или тележку разворачивают относительно стойки. Механизм разворота колеса или тележки состоит из тяг и качалок и выполняется в виде параллелограммного механизма.

Замки крайних положений опор шасси снабжаются механическим, гидравлическим, пневматическим или электрическим приводом. Замки фиксации превращают складывающиеся подкосы из механизма в жесткую систему. В убранном положении опора фиксируется замком в виде крюка, установленном на силовых элементах планера самолета.

Выбор кинематической схемы уборки и выпуска шасси определяется в первую очередь конструкцией и КСС самих опор, размерностью и компоновкой самолета, КСС его агрегатов, располагаемыми объемами и т.п.

Из опыта самолетостроения известно, что наиболее простую кинематику используют при уборке основных опор шасси в крыло по его размаху или в гондолу на крыле вдоль хорды, а передней опоры – в носовую часть фюзеляжа.

В случае решения дополнительных проблем при уборке шасси, кинематика механизма может значительно усложняться.

В качестве примера рассмотрим кинематическую схему уборки шасси с поворотом колеса относительно стойки (рис. 3). В этой схеме использован параллелограммный механизм. В параллелограммном механизме используется дополнительный стержень 4, определенной длины, который принудительно через параллелограммный механизм 1, связанный с стойкой 2, поворачивает ось 3 с колесом 5 в требуемое положение при уборке шасси. Колесо в процессе уборки шасси удерживается в вертикальном положении.

Другим примером более сложной кинематической схемы уборки основной опоры шасси самолета Ту-154 (рис. 4). Механизм уборки-выпуска образован шарнирно закрепленными на крыле стойкой ВВ и подкосом АГД, соединенными через средний узел шлиц-шарнира Г между собой. Кинематическая схема включает в себя также стабилизирующий амортизатор ЕЖ, качалку ЕК и тягу ИД.

Положение тележки определяется положением точки Д. При уборке опоры подкос-гидроцилиндр АГД начинает удлиняться, поворачивая амортизационную стойку ВВ в положение "убрано". Тележка с помощью стабилизирующего амортизатора ЕЖ, качалки ЕК и тяги ИД поворачивается относительно точки В колесами вверх. Наклон тележки к горизонтали в выпущенном положении обеспечивает более равномерное нагружение колес при приземлении.

Особенности конструкции передней опоры самолета.

Для улучшения ВПХ самолета колесо передней опоры делается свободно ориентирующимся. Для этого двухзвеном связывают с цилиндром шарнирно. Эта особенность передней опоры шасси вызывает возникновение самовозбуждающихся колебаний переднего колеса "шимми". Для предотвращения шимми опорный элемент относят назад по полету и устанавливают демпферы шимми.

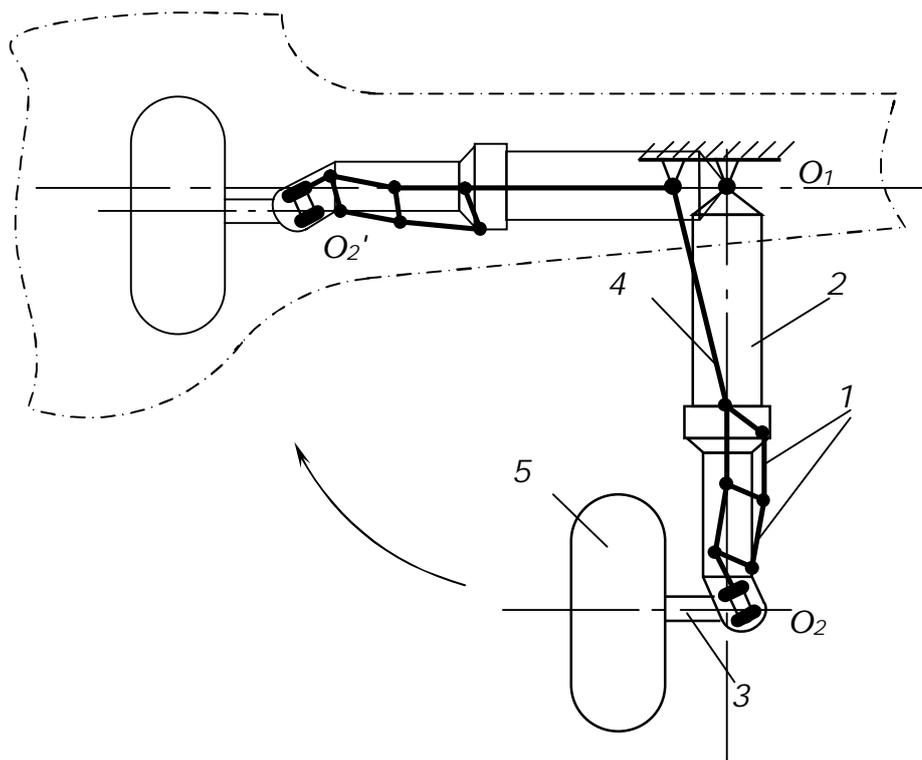


Рис. 3. Кинематическая схема выпуска-уборки шасси с использованием параллелограммного механизма

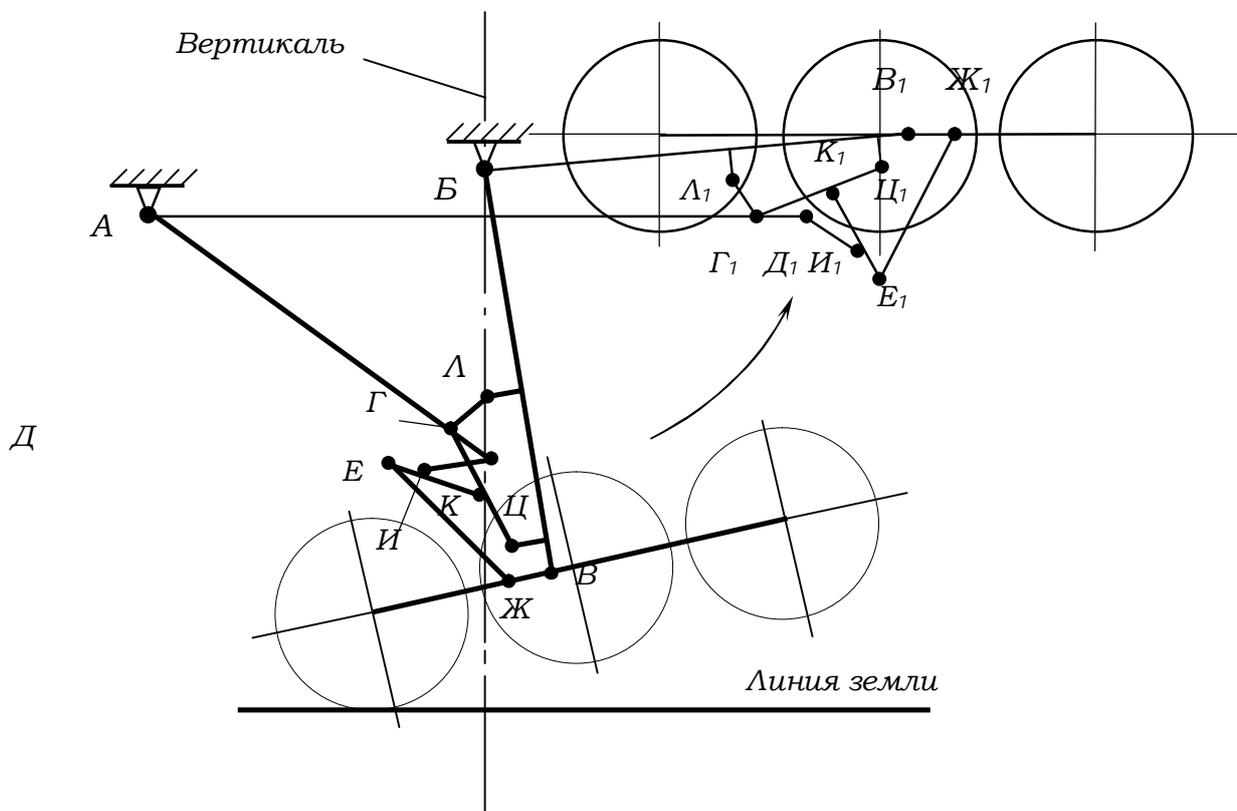


Рис. 4. Кинематическая схема уборки основной опоры шасси самолета Ту-154.

Контрольные вопросы по работе.

12. Для чего предназначено шасси самолета?
13. Какие основные параметры предъявляются к агрегату шасси?
14. Сколько видов схем шасси существуют, и какие более применимы?
15. Перечислите параметры шасси?
16. Какие нагрузки действуют на шасси самолета?
17. Что называется ферменной конструкцией шасси?
18. Что называется балочной конструкцией шасси?
19. Какие бывают опорные элементы шасси?
20. В чем особенность конструкции передних опор?
21. Что знаете по конструкции авиационных колес?
22. Виды амортизаторов, их работа и применение.
23. Принцип работы и устройство газожидкостных амортизаторов.
24. Конструкции механизмов уборки-выпуска шасси.
25. Конструкции передних опор самолета и их особенности.

Задание для самостоятельной работы

4. Начертить конструктивно-силовую схему опоры самолета в двух проекциях и дать поясняющие сечения.
5. Начертить узлы подвески стойки, крепление оси опорного элемента, двухзвенник и т.п.
6. Сделайте эскизы опорных элементов различного типа.
7. Начертить принципиальную схему амортизатора плотно-плунжерной системы.
8. Дать характеристику конструктивно-силовой схемы опоры самолета и схемы амортизатора.
9. Нарисуйте и объясните диаграмму работы амортизатора.
10. Сделайте эскизы конструкции цилиндров-подъемников стоек шасси, замков убранного и выпущенного положений.

Лабораторная работа №12

Система управления полётом самолета

Цель работы: подробное ознакомление студентов с назначением системы управления самолётом, составными частями системы управления самолётом, схемами управления, конструкцией командных постов управления и элементов проводки управления различных типов, укрепление знаний студентов с помощью практических заданий.

Необходимое оборудование и наглядные пособия для работы: натурные образцы элементов конструкции командных постов управления и элементов проводки управления различных типов, плакаты и учебно-методические материалы, посвященные системе управления полётом самолёта.

Система управления полетом самолета включает рычаги, механизмы и автоматические устройства, связанные с поверхностями управления: рулями высоты и направления и элеронами.

Управление полетом самолета осуществляется с помощью ручки и педалей, расположенных в кабине экипажа. От ручки или штурвала управление передается на руль высоты, цельноповоротное горизонтальное оперение, элероны и интерцепторы, от педали - на руль направления.

Система управления состоит из поста управления, проводки управления и поверхностей управления.

Проводка управления механическая, оснащенная усилителями (бустерами) и различными автоматическими устройствами, повышающими характеристики устойчивости и управляемости самолета.

Отклонение в полете руля или элерона приводит к возникновению аэродинамических сил, которые вызывают в проводке осевые растягивающие нагрузки, а в элементах системы - изгиб и кручение.

К системе управления самолетом предъявляется целый ряд требований. Система управления должна:

1. Обеспечивать необходимые отклонения управляющих поверхностей при заданных величинах перемещения ручки и педалей, что достигается подбором передаточного отношения в системе управления. Для сохранения величины перемещений рычагов и педалей при изменении режимов полета (скоростного напора) в широком диапазоне систему управления делают с переменным передаточным отношением, которое обеспечивается специальными механизмами нелинейной передачи. При этом передаточное отношение меняется по постоянному закону или в соответствии с изменением скоростного напора.

2. Обеспечивать равные углы отклонения рулей и элеронов от нейтрального положения вверх и вниз. Для этого в нейтральном положении углы между осями плеч качалок и тяг проводки управления должны быть 90° .

3. Обеспечивать независимость управления рулем высоты и элеронами. Для этого тягу управления рулем высоты делают осью

вращения ручки управления элеронами (рис. 1, а), или совмещают конец тяги с осью вращения ручки управления (рис. 1, б).

4. Обеспечивать минимальное трение в сочленениях, минимальный износ трущихся поверхностей и отсутствие люфтов.

5. Исключать возможность заклинивания проводки и механизмов управления при деформации агрегатов самолета.

6. Обеспечивать минимальную инерционность системы управления.

7. Обеспечивать необходимые характеристики устойчивости и управляемости при ручном пилотировании самолета и в режиме автопилотирования.

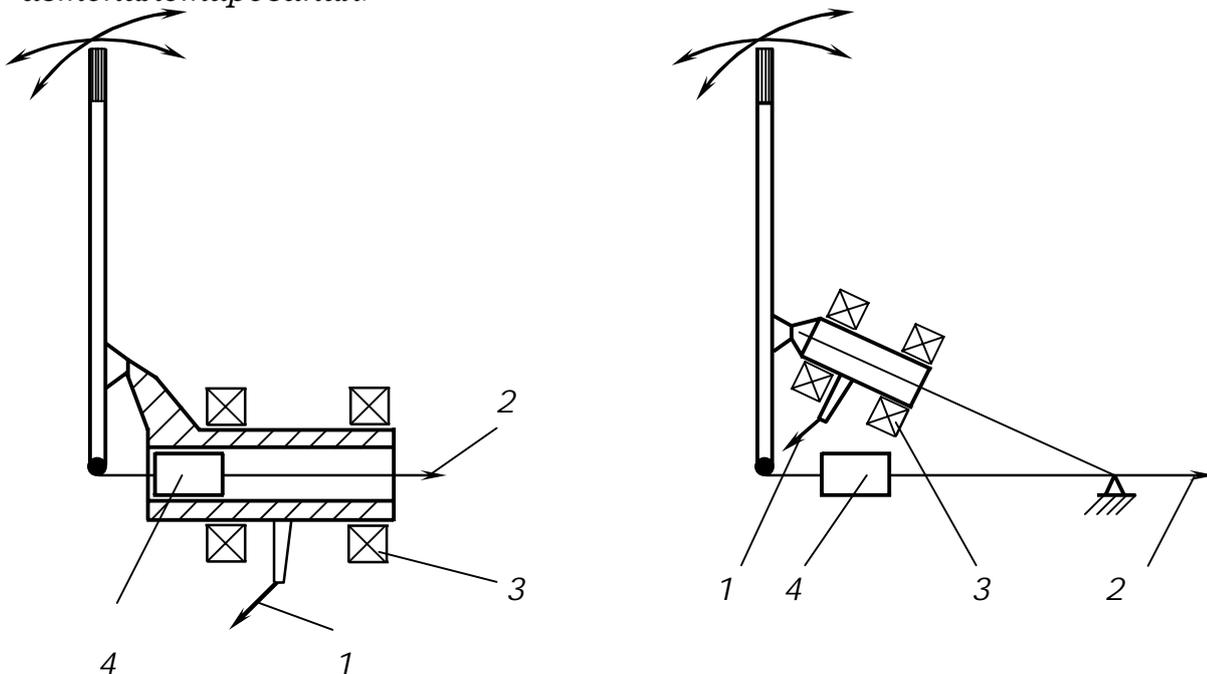


Рис. 1. Способы реализации принципа независимого ручного управления:
1 - тяга к элеронам; 2 - тяга к рулю высоты; 3 - подшипник; 4 - шарнир (не рисовать)

Конструкция постов управления и их элементов

Пост ручного управления имеет вид ручки или штурвальной колонки. Штурвальная колонка позволяет создавать необходимые для отклонения элеронов усилия путем поворота штурвала на большие углы, что приводит к увеличению времени отклонения элеронов. Штурвальная колонка используется на тяжелых самолетах, ручка - на легких.

добавить рисунки (ручка, штурвал)

Пост ножного управления состоит из горизонтально или вертикально расположенного рычага, связанного с тягой руля направления, и подножек. Ножное управление с горизонтальным рычагом применяется на самолетах, где элероны отклоняются ручкой управления. Вертикальный ножной рычаг применяется на тяжелых самолетах.

Добавить ножное управление (педали)

Конструкция проводки управления и ее элементов

Гибкая проводка управления (рис. 2, а) выполняется из стальных тросов, лент, проволоки, цепей Галля. Она имеет малую

массу, просто монтируется и позволяет легко менять направление. Недостатки гибкой проводки заключаются в необходимости установки двух тросов на один руль, большое трение в направляющих роликах, вытягивание проводки под нагрузкой со временем.

Основные элементы гибкой проводки: тросы, направляющие ролики, тендеры для натяжения тросов, поддерживающие глазки, секторные качалки, натяжные ролики и механизмы.

Жесткая проводка управления (рис. 2, б) выполняется из дюралялюминиевых или стальных труб-тяг. Достоинствами жесткой проводки являются: малое трение и люфт, отсутствие деформаций, использование одинарной нити проводки (тяги работают на растяжение-сжатие). Недостатки: большая масса, сложный монтаж и сложное изменение направления проводки, возможность возникновения вибраций.

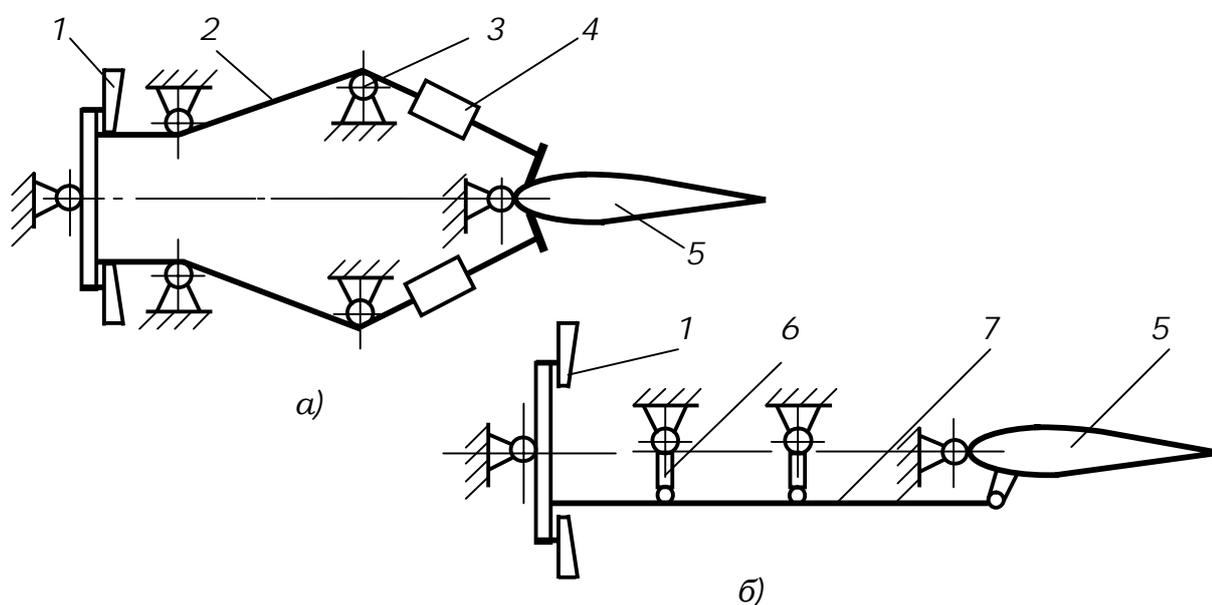


Рис. 2. Виды проводки управления:

а - гибкая проводка; б - жесткая проводка;

1 - педали; 2 - трос; 3 - ролик; 4 - тандер; 5 - руль; 6 - качалка; 7 - тяга (рисовать)

Основным элементом жесткой проводки являются тяги с наконечниками на концах. В наконечники запрессовываются шарикоподшипники. Тяги соединяются поддерживающими (улучшают работу тяги на изгиб и уменьшают вероятность вибраций) и поворотными качалками (изменяют направление проводки).

Смешанная проводка управления выполняется частично из тросов частично из тяг. Тросы применяют на прямолинейных слабо нагруженных участках, а тяги - на сильно нагруженных. В местах перехода гибкой проводки в жесткую устанавливают секторы. Смешанная проводка имеет меньшую массу, чем жесткая.

Конструкция систем управления с усилителями

На больших скоростях полета нагрузки в системе управления могут превышать нормируемые значения или даже менять знак, что делает

самолет *неуправляемым*. Поэтому в систему управления скоростных самолетов включают гидравлические или электрические усилители, которые передают на конструкцию часть или всю нагрузку от управляющей поверхности.

Усилители включаются по обратимой или необратимой схемам.

При включении гидроусилителя по обратимой схеме (рис. 3) летчик должен преодолевать часть усилий на управляющей поверхности. При выходе из строя гидроусилителя летчик может управлять самолетом с помощью обратной связи.

При включении гидроусилителя по необратимой схеме (рис.4) летчик преодолевает только сопротивление золотника.

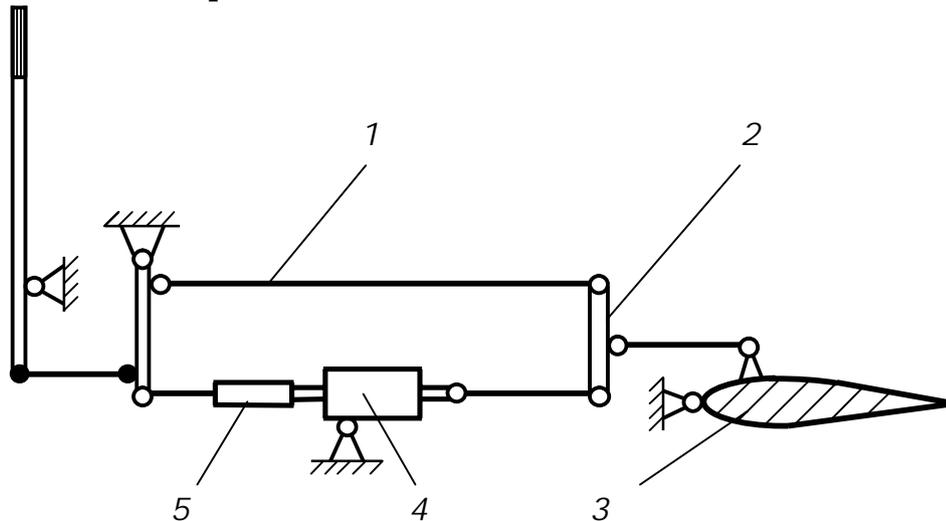


Рис. 3. Обратимая схема включения усилителя (**не рисовать**):
1 - тяга обратной связи; 2 - распределительное звено;
3 - поверхность управления; 4 - усилитель; 5 - золотниковое устройство

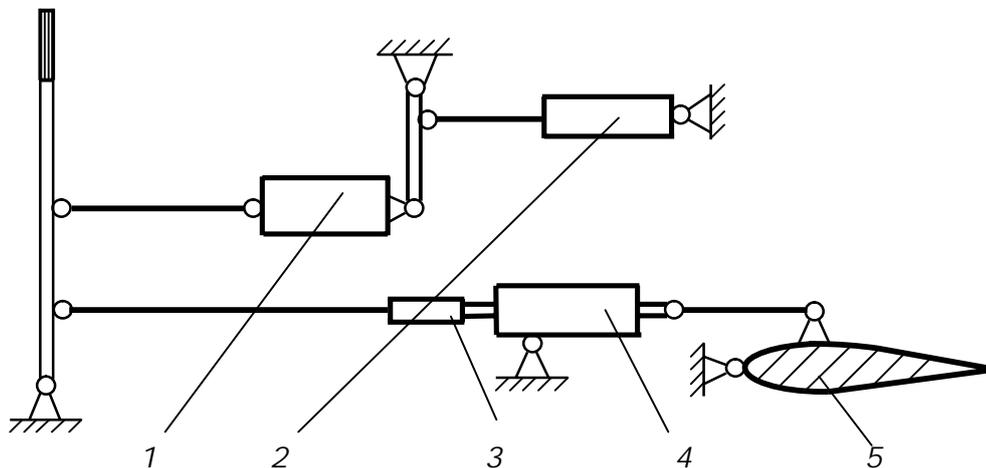


Рис. 4. Необратимая схема включения усилителя (**не рисовать**):
1 - механизм загрузки; 2 - механизм триммерного эффекта;
3 - золотниковое устройство; 4 - усилитель; 5 - поверхность управления

Для сохранения привычных ощущений физической нагрузки у летчика в систему управления необратимой схемы с гидроусилителем вводят загрузочные механизмы, имитирующие нагрузки на рычаги управления от управляющих поверхностей. Для снятия усилий с рычагов управления в длительных полетах с отклоненными управляющими поверхностями, в систему управления вводят механизмы триммерного эффекта.

Система управления оборудуется автоматическими устройствами, улучшающими характеристики устойчивости и управляемости самолета. Например, автомат регулировки управления (АРУ) обеспечивает соответствие передаточного отношения в проводке и скоростного напора. Для коррекции усилий механизма загрузки в зависимости от скоростного напора в системе используется автомат регулировки усилий. Для демпфирования колебаний самолета по тангажу и рысканию устанавливается автомат демпфирования, который реагирует на сигналы, поступающие от гироскопического устройства.

Система управления полетом с вращающимися тягами при одинаковой мощности имеет меньшие деформации по сравнению с системой управления с поступательным перемещением тяг. Это достигается за счет большого числа оборотов тяг-валов, что уменьшает крутящий момент. Вращательное движение проводки управления преобразуется в поступательное винтовыми шариковыми механизмами, в которых трение скольжения в винтовых парах заменено на трение качения шариков по винтовым канавкам.

Жесткость вращающейся проводки при одинаковой массе и передаваемой мощности в несколько раз выше жесткости проводки с поступательным движением. Компоновка системы управления с вращающимися тягами проще, а влияние деформации элементов планера заметно ниже. Недостатком системы управления с вращающимися тягами является сложность изготовления узлов и деталей из-за их высокой точности.

Контрольные вопросы по работе

1. Назначение и составные части системы управления полетом самолета.
2. Требования к системе управления.
3. Конструкция постов управления.
4. Конструкция гибкой проводки управления и ее элементов.
5. Конструкция жесткой проводки управления и ее элементов.
6. Назначение и схемы включения в систему управления усилителей. Виды усилителей.
7. Обратимая система управления с гидроусилителем и ее работа.
8. Необратимая система управления с гидроусилителем и ее работа.
9. Автоматика в системе управления.
10. СУ с вращающимися тягами-валами и ее работа.

Задание для самостоятельной работы

1. Начертить схему системы управления самолетом и пояснить значение всех элементов системы.
2. Начертить ручку управления или штурвальную колонку.
3. Начертить схему ножного управления.
4. Сделайте эскизы элементов проводки управления.
5. Начертить схему системы управления с гидроусилителем, включенным по необратимой системе.

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

**ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени ИСЛАМА КАРИМОВА**

ФАКУЛЬТЕТ ИНЖЕНЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Кафедра: «Техническая эксплуатация воздушных судов и оборудования»

**УЧЕБНЫЕ МАТЕРИАЛЫ (МЕТОДИЧЕСКИЕ
УКАЗАНИЯ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ КУРСОВОЙ
РАБОТЫ)**

**по дисциплине: «АЭРОДИНАМИКА И
КОНСТРУКЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

УДК 629.735.33.01

Авторы: Султанов А.Х., Алиакбаров Д.Т.

Методические указания (Ташкентский Государственный технический университет). Ташкент, 2015. 31 с.

Настоящие методические указания предназначены для выполнения курсовой работы по дисциплине «Аэродинамика и конструкция ЛА» для студентов, обучающихся по направлению образования 5620200 – «Управление воздушным движением».

В работе представлен алгоритм расчета аэродинамических характеристик самолетов транспортной категории с большой дозвуковой скоростью полета.

В процессе курсовой работы для сокращения трудоемкости работы расчет аэродинамических характеристик самолета необходимо выполнять на ЭВМ. Для этого на кафедре разработаны компьютерные программы для расчета аэродинамических характеристик: «AERO-TS» и «AERO-LS».

Рецензенты:

Доцент кафедры «АиТЭВС», к.т.н. Абдуллаев М.Х.

Заместитель главного конструктора АО ТМЗ Азизов Р.С.

Утвержден на заседании кафедры «Авиастроение и техническая эксплуатация воздушных судов», протокол № ____ от « ____ » _____ 2015г.

Одобен и рекомендован к внутри вузовскому изданию Учебно-методическим Советом АФ, протокол № ____ от « ____ » _____ 2015 г.

Председатель Методсовета АФ

доц. Абдужабаров Н.А.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение

Оформление курсовой работы

Задание на курсовую работу

Алгоритм расчета аэродинамических характеристик самолетов с большой дозвуковой скоростью полета

Исходные данные

1. Коэффициент сопротивления крыла
2. Коэффициент сопротивления фюзеляжа
3. Коэффициент сопротивления ГО
4. Коэффициент сопротивления ВО
5. Коэффициент сопротивления гондол двигателей
6. Коэффициент сопротивления самолета в целом

Список рекомендованной литературы

Критерии оценки по курсовой работе

Варианты заданий

Приложение 1

Приложение 2

Приложение 3

Приложение 4

ВВЕДЕНИЕ

Курс «Аэродинамика и конструкция ЛА» является одной из основных дисциплин направления образования 5620200 – «Управление воздушным движением».

Цель и назначение курсовой работы – закрепление и расширение знаний студентов по разделу «Аэродинамика ЛА» и приобретение практических навыков определения аэродинамических и летных характеристик самолета.

Методические указания предназначены для расчета аэродинамических характеристик дозвуковых самолетов с реактивными двигателями.

В курсовой работе рассчитываются и строятся поляры самолета. Расчет ведется по скоростной системе координат $Ox_a Y_a Z_a$, т. е. определяются поляры самолета первого рода.

ОФОРМЛЕНИЕ КУРСОВОЙ РАБОТЫ

Для выполнения курсовой работы выдается каждому студенту вариант задания с исходными данными самолета.

В исходные данные входят:

- геометрические характеристики самолета (все недостающие геометрические данные, требующие в процессе выполнения работы, необходимо получать из рисунка самолета (три проекции, вычерченные в масштабе на листе формата А3, там же указываются основные данные самолета, заданные в задании);
- аэродинамические характеристики;
- вес самолета;
- тип двигателей и его характеристики.

Записка, чертеж, графики должны соответствовать нормам ЕСКД.

Если чертеж выполняется в AutoCAD, то записка должна быть выполнена по программе Word (шрифт Times New Roman, 14).

Содержание курсовой работы:

- чертеж на листе формата А3 с исходными данными для расчета. Рекомендуемые масштабы: 1:100, 1:200, 1:250, 1:400.
- записка 20-25 листов, выполненная на стандартных листах писчей бумаги формата А4 (210^x297);
- графики, выполненные на миллиметровой бумаге формата А4 (210^x297) черным карандашом.

При выполнении графиков, как и чертежа, используются исключительно стандартные масштабы уменьшения: 1:2, 1:2,5, 1:4, 1:5, 1:10, 1:20, 1:25, 1:40, 1:50, 1:100, 1:200, 1:250, 1:400, 1:500, 1:1000;

и увеличения: 2:1, 2,5:1, 4:1, 5:1, 10:1, 20:1 и т. д.

Многократно повторяющиеся расчеты и их результаты представляются в пояснительной записке в форме таблиц. Все записи производятся на одной стороне листа, кривые вычерчиваются с помощью лекал.

Пояснительная записка должна содержать:

1. Содержание задания (перечень вопросов, которые должны быть решены в курсовой работе).
2. Перечень всех исходных данных варианта задания, использованных при выполнении курсовой работы, включая данные, полученные путем расчета или из чертежа.
3. Пояснительный текст с расчетными формулами, приведенными к рабочему виду, таблицами и заголовками, соответствующими содержанию работы.

4. Промежуточные графики и построения, необходимые для проведения последующих расчетов, и итоговые графики, построенные по данным расчета

5. Перечень использованной литературы с соответствующими ссылками на нее (в пояснительной записке).

Объяснительная записка должна пояснять производимые расчеты, а не быть по содержанию простым переписыванием методических указаний к выполнению курсовых работ (особенно теоретических положений, включенных в них).

Пояснительная записка аккуратно брошюруется, при этом графики размещаются с принятым порядком изложения, а не в виде приложения.

Курсовая работа должна выполняться в течение всего семестра, под контролем преподавателя, а не приноситься в конце семестра в готовом виде.

Консультации и работа над курсовой работой в течение всего семестра добавляют баллы.

ЗАДАНИЕ НА КУРСОВУЮ РАБОТУ

В качестве темы работы может быть выбран самолёт (пассажирский, грузовой, грузовые модификации пассажирских самолетов). Возможные варианты предлагаемых самолётов представлены в разделе темы курсовых работ.

Исходные данные для курсовой работы студенты получают в соответствии с вариантом задания из таблицы статистики самолетов (приложение 5). В исходных данных задаются технические, геометрические и летно-технические характеристики самолетов.

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ С БОЛЬШОЙ ДОЗВУКОВОЙ СКОРОСТЬЮ ПОЛЕТА ($M=0,78...0,92$).

Исходные данные:

1. Схема самолета в 3-х проекциях;

2. Максимальная крейсерская скорость самолета: $V_{кр.мах.}$, км/ч;

3. Крейсерская (расчетная) скорость: $V_{кр.}$, км/ч:

$$V_{кр.} = (0,93...0,94) \cdot V_{кр.мах.}$$

4. Расчетная высота крейсерского полета: H_p , км:

(Задается в ТЗ, $H_p = (9...14)$ км).

5. Взлетная масса самолета: m_0 , кг;

6. Площадь крыла: $S_{кр.}$, м²;

7. Размах крыла: $L_{кр.}$, м;

8. Относительная толщина профиля в корневом сечении крыла \bar{c}_0 ;

9. Относительная толщина профиля в концевом сечении крыла $\bar{c}_{кц}$;

10. Длина фюзеляжа: $L_{ф.}$, м;

11. Эквивалентный диаметр фюзеляжа: $d_{ф.}$, м;

12. Удлинение фюзеляжа: $\lambda_{ф.}$;

13. Площадь ГО: $S_{го.}$, м²;

14. Размах ГО: $L_{го.}$, м;

15. Относительная толщина профиля ГО: $\bar{c}_{0го.}$;

16. Площадь ВО: $S_{во.}$, м²;

17. Высота ВО: $h_{во.}$, м;

18. Относительная толщина профиля ВО: $\bar{c}_{0во.}$;

19. Кинематический коэффициент вязкости на H_p : ν_H , $\text{м}^2/\text{сек}$:

$$\nu_H = \frac{1,712 \cdot 10^{-6} \cdot (1 + 0,0008 \cdot t_H)^2 \cdot \sqrt{1 + 0,0003665 \cdot t_H}}{\rho_H}$$

20. Скорость звука на расчетной высоте: a_H , $\text{км}/\text{ч}$:

$$a_H = 1225 \cdot \sqrt{1 - 0,02257 \cdot H_p} \text{ до } H_p = 11 \text{ км}$$

при $H_p > 11 \text{ км}$, $a_H = 1062 \text{ км}/\text{ч} = 295 \text{ м}/\text{с} = \text{const.}$;

21. Число Маха – M , соответствующее крейсерской скорости полета на расчетной высоте: $M = V_{\text{кр}} / a_H$

22. Температура воздуха на расчетной высоте: t_H , $^{\circ}\text{C}$: $t_H = 15,16 - 6,5 \cdot H_p$

при $H_p \geq 11 \text{ км}$, $t_H = -56,5^{\circ}\text{C}$;

23. Плотность воздуха на расчетной высоте: ρ_H , $\text{кг}/\text{м}^3$:

$$\rho_H = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{H_p}{44,308}\right)^{4,2553}$$

1. Коэффициент сопротивления крыла.

$$C_{\text{хкр}} = C_{\text{х0}} + C_{\text{xi}}$$

$C_{\text{х0}}$ – коэффициент вредного лобового сопротивления:

$$C_{\text{х0}} = C_{\text{хр}} + C_{\text{хв}}$$

$C_{\text{хр}}$ – коэффициент профильного сопротивления:

$$C_{\text{хр}} = 2 \cdot C_f \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{\text{cp}}) \cdot [1 + \bar{c}_{\text{cp}}(5M - 3)] \cdot \bar{S}_{\text{ом}} + 0,001 \cdot \bar{I}_{\text{ш}}$$

\bar{c}_{cp} – средняя относительная толщина крыла:

$$\bar{c}_{\text{cp}} = \frac{\bar{c}_0 \cdot \eta + \bar{c}_{\text{кц}}}{\eta + 1}$$

C_f – коэффициент трения крыла:

$$C_f = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg \text{Re}_{\text{кр}})^{2,58}} \cdot \left(1 - \bar{x}_{\text{п}} + \frac{40}{\text{Re}_{\text{кр}}^{3/8}} \cdot \bar{x}_{\text{п}}^{5/8}\right)^{4/5}$$

$\text{Re}_{\text{кр}}$ – число Рейнольдса для крыла:

$$\text{Re}_{\text{кр}} = \frac{V_{\text{кр}} \cdot b_{\text{cp}}}{\nu_H}$$

b_{cp} – средняя геометрическая хорда крыла:

$$b_{\text{cp}} = \frac{b_0 + b_{\text{кц}}}{2}$$

$\bar{x}_{\text{п}}$ – относительная координата на хорде профиля точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный: $\bar{x}_{\text{п}} \approx \bar{b}_{\text{пр}} \approx 0,2$;

$\bar{b}_{\text{пр}}$ – относительная хорда предкрылка;

\bar{S}_{OM} – относительная омываемая поверхность крыла: $\bar{S}_{OM} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пф}$

$k_{инт}$ – коэффициент интерференции;

$k_{инт} = 0,5$ – схема низкоплан;

$k_{инт} = 0,8$ – схема среднеплан;

$k_{инт} = 0,9$ – схема высокоплан;

$\bar{S}_{пф}$ – относительная подфюзеляжная площадь крыла: $\bar{S}_{пф} = S_{пф} / S_{кр}$

$S_{пф}$ – площадь подфюзеляжной части крыла: $S_{пф} \approx b_0 \cdot d_{ф}$

$\bar{I}_{ш}$ – относительный размах щелей образуемых предкрылками, закрылками, элеронами:

$\bar{I}_{ш} \approx 0,8$

$C_{хв}$ – коэффициент волнового сопротивления:

если $M > M'_{крит}$:

$$C_{хв} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda \cdot (\bar{c}_{cp})^2 \cdot \cos^2 \chi_c}{2 + \lambda \cdot (\bar{c}_{cp})^{1/3} \cdot \cos^{5/3} \chi_c} \cdot \left(\frac{M - M'_{кр}}{M_{сmax} - M'_{кр}} \right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{M - M'_{кр}}{M_{сmax} - M'_{кр}} \right)$$

если $M < M'_{крит}$:

$C_{хв} = 0$

$M'_{крит}$ – критическое число Маха для крыла при $C_y = 0$:

$$M'_{крит} = \frac{k_c}{\cos \chi_c} \cdot \left[1 + \frac{(\varepsilon + 1)^{4/3} \cdot (\bar{c}_{cp})^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} \chi_c} - \frac{(\varepsilon + 1)^{2/3} \cdot (\bar{c}_{cp})^{2/3}}{\cos^{1/3} \chi_c} \right]$$

χ_c – стреловидность по максимальной толщине профиля крыла:

χ_c по $(0,30 \cdot b)$, $\chi_c \approx 0,9 \dots 0,94 \cdot \chi_{n/к}$ или $\chi_c \cong \chi_{1/4}$.

k_c – коэффициент, учитывающий использование суперкритических профилей:

используются суперкритический профиль - $k_c \approx (1,06 \dots 1,08)$;

используется обычный профиль $k_c = 1$.

ε – показатель адиабаты воздуха:

$\varepsilon = 1,4$

$M_{сmax}$ – число М соответствующее максимальному значению волнового сопротивления –

$C_{хвmax}$:

$$M_{сmax} = \frac{1}{\cos \chi_c} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{(\bar{c}_{cp})^{3/2}}{\cos^{2/3} \chi_c} \cdot \left(2 - \lambda_{кр} \cdot (\bar{c}_{cp})^{2/3} \cdot \cos^{2/3} \chi_c \right) \right]$$

C_{xi} – коэффициент индуктивного сопротивления:

если $M > M'_{крит}$:

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda_{эф.сж}}$$

если $M < M'_{крит}$:

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda_{\text{эф.несж}}}$$

C_y – коэффициент аэродинамической подъемной силы;

$\lambda_{\text{эф.сж}}$ – эффективное удлинение в сжимаемом (сверхзвуковом) потоке:

$$\lambda_{\text{эф.сж}} = \frac{\lambda_{\text{эф.несж}}}{1 + \delta_{\text{сж}}}$$

$$\lambda_{\text{эф.несж}} = \frac{\lambda'_{\text{кр}}}{1 + \delta_{\text{несж}}}$$

$\lambda'_{\text{кр}}$ – удлинение крыла с учетом концевых крылышек Уиткомба:

$$\lambda'_{\text{кр}} = \frac{(l'_{\text{кр}})^2}{S_{\text{кр}} + 2 \cdot S_{\text{кк}}}$$

$l'_{\text{кр}}$ – размах крыла с учетом концевых крылышек, м:

$$l'_{\text{кр}} \approx l_{\text{кр}} + 1,6 \cdot b_{\text{кц}}$$

$S_{\text{кк}}$ – площадь концевого крылышка, м²:

$$S_{\text{кк}} = b_{\text{кц}} \cdot 0,5 \cdot b_{\text{кц}} = 0,5 \cdot b_{\text{кц}}^2$$

$\delta_{\text{несж}}$ – коэффициент, учитывающий сужение и стреловидность крыла:

$$\delta_{\text{несж}} = 0,02 \cdot \frac{\lambda'_{\text{кр}}}{\cos \chi} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{\eta_{\text{кр}}} + \frac{20}{\eta_{\text{кр}}^2} - \frac{8}{\eta_{\text{кр}}^3} \right)$$

$\delta_{\text{сж}}$ – коэффициент, учитывающий сжимаемость потока:

$$\delta_{\text{сж}} = \begin{cases} \lambda'_{\text{кр}} \cdot (\bar{c}_{\text{ср}})^{1/3} \cdot (M - M''_{\text{крит}})^3 & \text{при } 1 > M > M''_{\text{крит}} \\ 0 & \text{при } M \leq M''_{\text{крит}} \end{cases}$$

$M''_{\text{крит}}$ – критическое число Маха второго рода:

$$M''_{\text{крит}} = M'_{\text{крит}} - C_y^{3/2} \cdot (\bar{c}_{\text{ср}})^{1/2}$$

2. Коэффициент сопротивления фюзеляжа.

$$C_{\text{хф}} = C_{\text{фф}} \cdot \eta_c \cdot \eta_m \cdot S_{\text{ом.ф}} / S_{\text{м.ф}} + \Delta C_{\text{хфи}} + \Delta C_{\text{хф.д}}$$

$S_{\text{ом.ф}}$ – площадь омываемой поверхности фюзеляжа:

$$S_{\text{ом.ф}} = 2,85 \cdot l_{\text{ф}} \cdot \sqrt{S_{\text{м.ф}}}$$

$S_{\text{м.ф}}$ – площадь миделя фюзеляжа:

$$S_{\text{м.ф}} = \frac{\pi \cdot d_{\text{ф}}^2}{4}$$

$C_{\text{фф}}$ – коэффициент трения для фюзеляжа:

$$C_{\text{фф}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg \text{Re}_{\text{ф}})^{2,58}}$$

Re_{ϕ} – число Рейнольдса для фюзеляжа:

$$Re_{\phi} = \frac{V_{кр} \cdot l_{\phi}}{v_{н}}$$

η_c – коэффициент, учитывающий удлинение:

$$\eta_c = 1,28 - 0,02 \cdot \lambda_{\phi}$$

η_m – коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

$$\eta_m = 1,33 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot V_{кр}^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot V_{кр}$$

$\Delta C_{x\phi i}$ – дополнительное индуктивное сопротивление:

$$\Delta C_{x\phi i} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_{\phi}^{2/3} / S_{м.ф}$$

V_{ϕ} – объем фюзеляжа по внешней контуру, м³:

$$V_{\phi}^T = k_{\phi} \cdot \frac{\pi \cdot d_{\phi}^2}{4} \cdot l_{\phi}$$

$k_{\phi} = 0,75 \dots 0,8$ – коэффициент формы фюзеляжа;

$\Delta C_{x\phi.д}$ – дополнительное донное сопротивление:

$$\Delta C_{x\phi.д} = 0,0104 / S_{м.ф}$$

3. Коэффициент сопротивления ГО.

$$C_{xго} = C_{x0го} + C_{xiго}$$

$C_{x0го}$ – коэффициент вредного лобового сопротивления ГО:

$$C_{x0го} = C_{xрго} + C_{xвго}$$

$C_{xрго}$ – коэффициент профильного сопротивления ГО:

$$C_{xрго} = 2 \cdot C_{fго} \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{срго}) \cdot [1 + \bar{c}_{срго} (5M - 3)] \cdot \bar{S}_{омго} + 0,001 \cdot \bar{I}_{ш}$$

$\bar{c}_{срго}$ – средняя относительная толщина ГО:

$$\bar{c}_{срго} = \frac{\bar{c}_{0го} \cdot \eta_{го} + \bar{c}_{кцго}}{\eta_{го} + 1}$$

$\bar{S}_{омго}$ – относительная омываемая поверхность ГО: $\bar{S}_{омго} = 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_{пфго}$

$k_{инт}$ – коэффициент интерференции:

$k_{инт} = 0,8$ – нормальная схема оперения;

$k_{инт} = 0$ – Т-образная и крестообразная схемы оперения;

$\bar{S}_{пфго}$ – относительная подфюзеляжная площадь ГО: $\bar{S}_{пфго} = S_{пфго} / S_{го}$

$S_{пфго}$ – площадь подфюзеляжной части ГО, определяется по чертежу вид сверху;

$\bar{I}_{ш}$ – относительный размах щелей образуемых рулем высоты: $\bar{I}_{ш} \approx 0,8$

$C_{fго}$ – коэффициент трения ГО:

$$C_{fго} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{го})^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{Re_{го}^{3/8}} \right)^{4/5}$$

$Re_{го}$ – число Рейнольдса для ГО:

$$Re_{го} = \frac{V_{кр} \cdot b_{ср.го}}{v_H}$$

$b_{ср.го}$ - средняя геометрическая хорда ГО:

$$b_{ср.го} = \frac{b_0^{го} + b_{кц}^{го}}{2}$$

$C_{хвго}$ – коэффициент волнового сопротивления ГО:

если $M > M'_{го}$:

$$C_{хвго} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda_{го} \cdot (\bar{c}_{срго})^2 \cdot \cos^2 \chi_{го}}{2 + \lambda_{го} \cdot (\bar{c}_{срго})^{1/3} \cdot \cos^{5/3} \chi_{го}} \cdot \left(\frac{M - M'_{го}}{M_{смагго} - M'_{го}} \right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{M - M'_{го}}{M_{смагго} - M'_{го}} \right)$$

если $M < M'_{го}$:

$$C_{хвго} = 0$$

$M'_{го}$ – критическое число Маха для ГО при $C_y = 0$:

$$M'_{го} = \frac{k_c}{\cos \chi_{го}} \cdot \left[1 + \frac{(\varkappa + 1)^{4/3} \cdot (\bar{c}_{срго})^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} \chi_{го}} - \frac{(\varkappa + 1)^{2/3} \cdot (\bar{c}_{срго})^{2/3}}{\cos^{1/3} \chi_{го}} \right]$$

k_c – коэффициент учитывающий использование суперкритических профилей:

- используется обычный профиль $k_c = 1$.

\varkappa – показатель адиабаты воздуха:

$$\varkappa = 1,4$$

$M_{смагго}$ – число M соответствующее максимальному значению волнового сопротивления –

$C_{хвмаг}$:

$$M_{смагго} = \frac{1}{\cos \chi_{го}} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{(\bar{c}_{срго})^{3/2}}{\cos^{2/3} \chi_{го}} \cdot \left(2 - \lambda_{го} \cdot (\bar{c}_{срго})^{1/3} \cdot \cos^{2/3} \chi_{го} \right) \right]$$

$C_{yго}$ – коэффициент аэродинамической подъемной силы;

$C_{xiго}$ – коэффициент индуктивного сопротивления ГО:

если $M > M'_{го}$:

$$C_{xiго} = \frac{C_{yго}^2}{\lambda_{эф.сж.го}}$$

если $M < M'_{го}$:

$$C_{xiго} = \frac{C_{yго}^2}{\lambda_{эф.несж.го}}$$

$C_{yго}$ – коэффициент аэродинамической уравновешивающей силы ГО:

$$C_{yго} = 0,03 \cdot C_y$$

$\lambda_{эф.сж.го}$ – эффективное удлинение для ГО в сжимаемом (сверхзвуковом) потоке:

$$\lambda_{\text{эф.сж.го}} = \frac{\lambda_{\text{эф.несж.го}}}{1 + \delta_{\text{сж.го}}}$$

$$\lambda_{\text{эф.несжго}} = \frac{\lambda_{\text{го}}}{1 + \delta_{\text{несжго}}}$$

$\delta_{\text{несжго}}$ – коэффициент, учитывающий сужение и стреловидность ГО:

$$\delta_{\text{несжго}} = 0,02 \cdot \frac{\lambda_{\text{го}}}{\cos \chi_{\text{го}}} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{\eta_{\text{го}}} + \frac{20}{\eta_{\text{го}}^2} - \frac{8}{\eta_{\text{го}}^3} \right)$$

$\delta_{\text{сжго}}$ – коэффициент, учитывающий сжимаемость потока:

$$\delta_{\text{сжго}} = \begin{cases} \lambda_{\text{го}} \cdot (\bar{c}_{\text{срго}})^{1/3} \cdot (M - M''_{\text{го}})^3 & \text{при } 1 > M > M''_{\text{го}} \\ 0 & \text{при } M \leq M''_{\text{го}} \end{cases}$$

$M''_{\text{кр}}$ – критическое число Маха второго рода для ГО:

$$M''_{\text{го}} = M'_{\text{го}} - C_{\text{уго}}^{3/2} \cdot (\bar{c}_{\text{срго}})^{1/2}$$

4. Коэффициент сопротивления ВО.

$$C_{\text{хво}} = C_{\text{х0во}} = C_{\text{хрво}} + C_{\text{хвво}}$$

$C_{\text{х0во}}$ – коэффициент вредного лобового сопротивления ГО.

$C_{\text{хрво}}$ – коэффициент профильного сопротивления ВО:

$$C_{\text{хрво}} = 2 \cdot C_{\text{фво}} \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{\text{срво}}) \cdot [1 + \bar{c}_{\text{срво}}(5M - 3)] \cdot \bar{S}_{\text{омво}} + 0,001 \bar{I}_{\text{ш}}$$

$\bar{c}_{\text{срво}}$ – средняя относительная толщина ВО:

$$\bar{c}_{\text{срво}} = \frac{\bar{c}_{0\text{во}} \cdot \eta_{\text{во}} + \bar{c}_{\text{кцво}}}{\eta_{\text{во}} + 1}$$

$\bar{S}_{\text{омво}}$ – относительная омываемая поверхность ВО: $\bar{S}_{\text{омво}} = 1$

$\bar{I}_{\text{ш}}$ – относительный размах щелей образуемых рулем направления: $\bar{I}_{\text{ш}} \approx 0,8$

$C_{\text{фво}}$ – коэффициент трения ВО:

$$C_{\text{фво}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg \text{Re}_{\text{во}})^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{\text{Re}_{\text{во}}^{3/8}} \right)^{4/5}$$

$\text{Re}_{\text{во}}$ – число Рейнольдса для ВО:

$$\text{Re}_{\text{во}} = \frac{V_{\text{кр}} \cdot b_{\text{ср.во}}}{\nu_{\text{н}}}$$

$b_{\text{ср.во}}$ – средняя геометрическая хорда ВО:

$$b_{\text{ср.во}} = \frac{b_0^{\text{во}} + b_{\text{кц}}^{\text{во}}}{2}$$

$C_{\text{хвво}}$ – коэффициент волнового сопротивления ВО:

если $M > M'_{\text{во}}$:

$$C_{\text{хвво}} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda_{\text{во}} \cdot (\bar{c}_{\text{срво}})^2 \cdot \cos^2 \chi_{\text{во}}}{2 + \lambda_{\text{во}} \cdot (\bar{c}_{\text{срво}})^{1/3} \cdot \cos^{5/3} \chi_{\text{во}}} \cdot \left(\frac{M - M'_{\text{во}}}{M_{\text{смакво}} - M'_{\text{во}}} \right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{M - M'_{\text{во}}}{M_{\text{смакво}} - M'_{\text{во}}} \right)$$

если $M < M'_{\text{во}}$:

$$C_{\text{хвво}} = 0$$

$M'_{\text{во}}$ – критическое число Маха для ВО при $C_y = 0$:

$$M'_{\text{во}} = \frac{k_c}{\cos \chi_{\text{во}}} \cdot \left[1 + \frac{(\varepsilon + 1)^{4/3} \cdot (\bar{c}_{\text{срво}})^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} \chi_{\text{во}}} - \frac{(\varepsilon + 1)^{2/3} \cdot (\bar{c}_{\text{срво}})^{2/3}}{\cos^{1/3} \chi_{\text{во}}} \right]$$

k_c – коэффициент учитывающий использование суперкритических профилей:

- используется обычный профиль $k_c = 1$.

ε – показатель адиабаты воздуха:

$$\varepsilon = 1,4$$

$M_{\text{смакво}}$ – число М соответствующее максимальному значению волнового сопротивления –

$C_{\text{хвмак}}$:

$$M_{\text{смакво}} = \frac{1}{\cos \chi_{\text{во}}} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{(\bar{c}_{\text{срво}})^{3/2}}{\cos^{2/3} \chi_{\text{во}}} \cdot \left(2 - \lambda_{\text{во}} \cdot (\bar{c}_{\text{срво}})^{1/3} \cdot \cos^{2/3} \chi_{\text{во}} \right) \right]$$

5. Коэффициент сопротивления гондол двигателей.

$$C_{\text{хг}} = n_{\text{дв}} \cdot (C_{\text{фг}} \cdot \eta_c \cdot \eta_m \cdot S_{\text{ом.г}} / S_{\text{м.г}} + \Delta C_{\text{хг1}} + \Delta C_{\text{хг.д}})$$

$S_{\text{ом.г}}$ - площадь омываемой поверхности гондолы:

$$S_{\text{ом.г}} = 2,85 \cdot l_{\text{г}} \cdot \sqrt{S_{\text{м.г}}}$$

$S_{\text{м.г}}$ – площадь миделя гондолы:

$$S_{\text{м.г}} = \frac{\pi \cdot d_{\text{г.э}}^2}{4}$$

$l_{\text{г}}$ - длина гондолы;

$d_{\text{г.э}}$ - эквивалентный диаметр гондолы;

$C_{\text{фг}}$ – коэффициент трения для гондолы:

$$C_{\text{фг}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg \text{Re}_{\text{г}})^{2,58}}$$

$\text{Re}_{\text{г}}$ – число Рейнольдса для гондолы двигателя:

$$\text{Re}_{\text{г}} = \frac{V_{\text{кр}} \cdot l_{\text{г}}}{\nu_{\text{н}}}$$

η_c – коэффициент, учитывающий удлинение:

$$\eta_c = 1,28 - 0,02 \cdot \lambda_{\text{г}}$$

$\lambda_{\text{г}}$ - удлинение гондолы: $\lambda_{\text{г}} = l_{\text{г}} / d_{\text{г.э}}$;

η_m – коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

$$\eta_m = 1,33 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot V_{\text{кр}}^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot V_{\text{кр}}$$

$\Delta C_{x\Gamma i}$ – дополнительное индуктивное сопротивление:

$$\Delta C_{x\Gamma i} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_{\Gamma}^{2/3} / S_{m,\Gamma}$$

V_{Γ} – объем гондолы, м³:

$$V_{\Gamma} = k_{\Gamma} \cdot \frac{\pi \cdot d_{\Gamma.э}^2}{4} \cdot l_{\Gamma};$$

$k_{\Gamma} = 0,75 \dots 0,8$ – коэффициент формы гондолы;

$\Delta C_{x\Gamma.д}$ – дополнительное донное сопротивление:

$$\Delta C_{x\Gamma.д} = 0,0104 / S_{m,\Gamma}$$

6. Коэффициент сопротивления самолета в целом.

$$C_{x.c} = \sum C_{xi} + \sum C_{xв} + \sum C_{xp}$$

$C_{x.c}$ – коэффициент сопротивления самолета в целом.

$\sum C_{xi}$ – суммарное индуктивное сопротивление:

$$\sum C_{xi} = C_{xi\text{кр}} + C_{xi\text{го}} \cdot S_{\text{го}} / S_{\text{кр}}$$

$\sum C_{xв}$ – суммарное волновое сопротивление:

$$\sum C_{xв} = C_{xв\text{кр}} + (C_{xв\text{го}} \cdot S_{\text{го}} + C_{xв\text{во}} \cdot S_{\text{во}}) / S_{\text{кр}}$$

$\sum C_{xp}$ – суммарное профильное сопротивление:

$$\sum C_{xp} = C_{xp\text{кр}} + (C_{xp\text{го}} \cdot S_{\text{го}} + C_{xp\text{во}} \cdot S_{\text{во}} + C_{xp\text{ф}} \cdot S_{m,\text{ф}} + C_{xp\text{г}} \cdot S_{m,\text{г}}) / S_{\text{кр}}$$

Вычисления удобно вести в таблицу

Таблица 1

C_y	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	...	$C_{y,max}$
C_y^2								
$\sum C_{xi}$								
$C_{x.c}$								
K								

На рисунке 1 представлена зависимость коэффициента подъемной силы C_y от коэффициента сопротивления самолета $C_{x.c}$, т.е. поляра самолета для крейсерского режима полета.

На поляре можно определить следующие характерные параметры:

$C_{y\text{кр max}}$ – максимальное значение коэффициента подъемной силы, соответствующей начальной точке крейсерского участка полета:

$$C_{y\text{кр max}} = \frac{2 \cdot 0,95 \cdot m_0}{\rho_H \cdot V_{\text{кр}}^2 \cdot S_{\text{кр}}};$$

$C_{y\text{кр min}}$ – минимальное значение коэффициента подъемной силы, соответствующей конечной точке крейсерского участка полета:

$$C_{y\text{кр min}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot m_{\text{пос}}}{\rho_H \cdot V_{\text{кр}}^2 \cdot S_{\text{кр}}};$$

где: $m_{\text{пос}} = (m_0 - m_{\text{т.р}})$ – посадочная масса самолета;

$m_{\text{т.р}}$ – масса топлива, расходуемого для полета на расчетную дальность.

$C_{y\ Kmax}$ - коэффициент подъемной силы, соответствующий максимальному аэродинамическому качеству самолета – K_{max} (соответствует значению в точке касательной к поляре);

$C_{y\ ср}$ – среднее значение коэффициента подъемной силы, соответствующий крейсерскому режиму полета;

$$C_{y\ ср} \approx 0,5 \cdot (C_{y\ кр\ max} + C_{y\ кр\ min})$$

$C_{x\ кр\ max}$, $C_{x\ Kmax}$, $C_{x\ ср}$, $C_{x\ кр\ min}$ – соответственно, значения коэффициентов сопротивления самолета, соответствующих крейсерскому режиму полета: в начальной точке, в точке максимального аэродинамического качества, в точке $C_{y\ ср}$ и для конечной точки крейсерского участка полета.

$$K_{max} = \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{max} = \frac{c_{y\ Kmax}}{c_{x\ Kmax}} - \text{максимальное значение аэродинамическое качество самолета.}$$

$$K_{ср} = \left(\frac{c_{y\ ср}}{c_{x\ ср}} \right) - \text{среднее значение аэродинамического качества самолета при полете на расчетную дальность.}$$

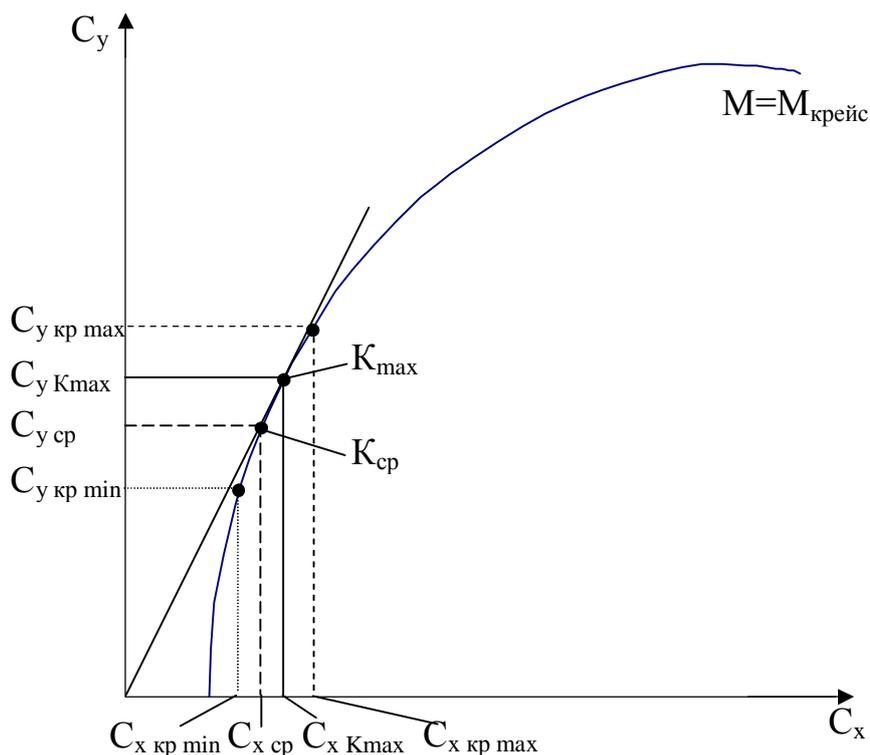


Рис. 1. Поляра самолета для крейсерского режима полета.

СПИСОК РЕКОМЕНДОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Остославский И.В. Аэродинамика самолета. М.: Оборон, 1997.
2. Овсянников М.П., Мовчан В.Т. Построение поляра самолета. Киев, 1998.
3. «Проектирование самолетов» учебник для ВУЗов. Под ред. Егер С.М. М:Машиностроение. 1983 г. 616с.
4. Бадягин А.А., Мухаммедов Т.А. проектирование легких самолетов. М:Машиностроение. 1998 г. 208с.

Варианты заданий

№	Название самолетов	№	Название самолетов
Пассажирские самолеты			
1	A300-600B	20	B767-200ER
2	A310-200	21	B767-300
3	A310-300	22	B767-300ER
4	A320-200	23	B777-200
5	A321	24	B777-300
6	A330-300	25	B787
7	A340-200	26	MD-81
8	A340-300	27	MD-87
9	A350-800	28	MD-11
10	A380-800	29	DC-10-30B
11	B737-200	30	L-1011-500
12	B737-300	31	L-100-20Hercules
13	B737-400	32	L-100-30Hercules
14	B737-500	33	Ил-86
15	B747-300	34	Ил-96-300
16	B747-400	35	Ил-96М
17	B747-8	36	Ту-204
18	B757-200B	37	Ту-214
19	B767-200	38	Ту-334
Грузовые модификации пассажирских самолетов			
39	A300-600C	47	B747-400F
40	A300-600F	48	B757-200F
41	A300-600ST Beluga	49	B757-200PF
42	A310-200F	50	B767-300F
43	A310-300C	51	MD-11F
44	A310-300F	52	DC-10-30F
45	A380-800F	53	Ил-96Т
46	B737-700C		
Военно-транспортные самолеты			
54	MD-17A	59	Ил-76МФ
55	C-5B	60	Ил-76-90
56	C-141B	61	Ан-26Б
57	Ил-76Т	62	Ан-70Т
58	Ил-76ТД	63	Ан-124-100

*МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН*

ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

ФАКУЛЬТЕТ ИНЖЕНЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Кафедра: Техническая эксплуатация воздушных судов

КУРСОВАЯ РАБОТА

*по дисциплине «Аэродинамика и конструкция летательных
аппаратов»*

Выполнил:

Принял:

Ташкент-20__

" ____ " _____ 20__ г.

Курсовая работа

по курсу: Аэродинамика и конструкция летательных аппаратов

Группа: _____ Студент: _____ Руководитель: _____

Задание

1. Тема: «Расчёт аэродинамических характеристик пассажирского (грузового) самолёта»
2. Исходные данные: 1. Общий вид самолета
2. Летно-технические и геометрические характеристики самолета
3. Руководящие материалы: _____
Житомирский Г. И. "Конструкция самолетов" М.: Машиностроение, 1991.
Мхитарян А.М. Аэродинамика. Москва: Машиностроение, 1986 г.
Алиакбаров Д.Т. «Расчет аэродинамических характеристик дозвуковых самолетов».
Методические указания по выполнению курсовой работы по дисциплине «Аэродинамика и конструкция летательных аппаратов» Ташкент, 2015 г
4. Содержание графической части: 1 чертеж: Общий вид самолета (формат А3).
5. Содержание пояснительной записки: Титульный лист. Задание на курсовую работу. Оглавление. Исходные данные. Определение коэффициента сопротивления крыла. Определение коэффициента сопротивления фюзеляжа. Определение коэффициента сопротивления ГО. Определение коэффициента сопротивления ВО. Определение коэффициента сопротивления гондол двигателей. Определение коэффициента сопротивления самолета в целом. Список используемой литературы.
6. Дополнительные задания и указания: Работа выполняется в соответствии с ЕСКД.
7. Срок сдачи листов и работу:

	1	2	3	4	Записка	Защита
План:						
Фактически:						

Руководитель: _____

Таблица 4

Таблица международной стандартной атмосферы

Геометрическая высота	Барометрическое давление	Температура	Плотность кг/м ³	Скорость звука	Кинематич. коэффициент вязкости м ² /сек
0	101,32	288,16	1,225	340,28	$1,40 \cdot 10^{-5}$
1000	89,87	281,65	1,112	336,43	$1,58 \cdot 10^{-5}$
2000	79,5	275,14	1,0067	332,52	$1,71 \cdot 10^{-5}$
3000	70,12	268,64	$9,09 \cdot 10^{-1}$	328,56	$1,86 \cdot 10^{-5}$
4000	61,65	262,13	$8,19 \cdot 10^{-1}$	324,56	$2,027 \cdot 10^{-5}$
5000	54,045	255,63	$7,36 \cdot 10^{-1}$	320,51	$2,103 \cdot 10^{-5}$
6000	47,21	249,13	$6,60 \cdot 10^{-1}$	316,41	$2,41 \cdot 10^{-5}$
7000	41,1	242,63	$5,90 \cdot 10^{-1}$	312,25	$2,64 \cdot 10^{-5}$
8000	35,65	236,14	$5,25 \cdot 10^{-1}$	308,05	$2,90 \cdot 10^{-5}$
9000	30,79	229,64	$4,67 \cdot 10^{-1}$	303,05	$3,19 \cdot 10^{-5}$
10000	26,49	223,15	$4,13 \cdot 10^{-1}$	299,45	$3,52 \cdot 10^{-5}$
11000	22,69	216,66	$3,65 \cdot 10^{-1}$	295,07	$3,89 \cdot 10^{-5}$
12000	19,39	216,66	$3,12 \cdot 10^{-1}$	295,07	$4,56 \cdot 10^{-5}$
14000	14,16	216,66	$2,28 \cdot 10^{-1}$	295,07	$6,25 \cdot 10^{-5}$
16000	10,348	216,66	$1,66 \cdot 10^{-1}$	295,07	$8,54 \cdot 10^{-5}$
18000	7,56	216,66	$1,216 \cdot 10^{-1}$	295,07	$1,17 \cdot 10^{-4}$
20000	5,53	216,66	$8,89 \cdot 10^{-2}$	295,07	$1,60 \cdot 10^{-4}$

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

**ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени ИСЛАМА КАРИМОВА**

ФАКУЛЬТЕТ ИНЖЕНЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Кафедра: «Техническая эксплуатация воздушных судов и оборудования»

**УЧЕБНЫЕ МАТЕРИАЛЫ (МЕТОДИЧЕСКИЕ
УКАЗАНИЯ К ПРАКТИЧЕСКИМ РАБОТАМ)**

**по дисциплине: «АЭРОДИНАМИКА И
КОНСТРУКЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

ПРАКТИЧЕСКИЕ ЗАНЯТИЯ ПО ДИСЦИПЛИНЕ «АЭРОДИНАМИКА И КОНСТРУКЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»

Часть I. Аэродинамика

Введение

Аэродинамика – это область механики сплошных сред, изучающая закономерности движения газа, преимущественно воздуха, и взаимодействия газовой среды в движущимися в ней телами (механическое, тепловое).

При создании ЛА аэродинамика решает две основные задачи:

1. Определяет рациональную внешнюю форму ЛА с целью получения заданных летно-технических характеристик, включая требования безопасности полета и минимального расхода авиатоплива;

2. Определяет аэродинамические нагрузки и тепловые потоки, действующие на поверхность ЛА для прочностных расчетов.

В аэродинамике при изучении обтекания тел используется прием обращения движения, вытекающий из принципа относительности Галилея. При обращении движения движущееся тело останавливают и предполагают, что поток движется относительно тела со скоростью, равной по величине скорости полета, но обратной по направлению. Под потоком понимается среда, все точки которой движутся с одинаковыми по величине и направлению скоростями.

Силы, действующие на сплошную среду, подразделяются на массовые и поверхностные.

Массовыми силами называются такие, которые действуют на каждую частицу массы среды независимо от наличия соседних частиц. Массовыми силами являются сила тяжести, инерционные силы и др. Массовые силы принято относить к единице массы.

Поверхностными силами называются силы, действующие на поверхность, ограничивающей объем со стороны окружающей внешней среды. Поверхностные силы обычно относят к единице площади. Отнесенную к единице площади поверхностную силу называют напряжением. Напряжение можно разложить на нормальную и касательную составляющие к элементарной площадке.

Нормальное напряжение называется давлением.

Касательное напряжение обусловлено трением и называется напряжением трения.

Динамическое взаимодействие определяется распределением в потоке и, в частности, на границах между средой и твердым телом нормальных и касательных напряжений.

Движение и состояние воздуха характеризуется газодинамическими переменными: скоростью V , давлением p , плотностью ρ , температурой T и т.д.

Воздух рассматривается как совершенный газ, удовлетворяющий уравнению Клапейрона $p = \rho RT$ и имеющий постоянные удельные теплоемкости

соответственно при постоянном давлении и постоянном объеме c_p c_v . Из-за быстротечности процессов в аэромеханике теплообмен практически отсутствует и их можно считать адиабатическими $\frac{p}{\rho^\gamma} = const$, где $\gamma = \frac{c_p}{c_v} = 1,4$.

Т. к. реальные жидкости и газы сложны для строгого теоретического изучения, то на практике в аэродинамике пользуются упрощенными физическими моделями среды, сохраняющими ограниченное количество наиболее существенных физических свойств.

Модель идеального газа – это невязкий, нетеплопроводный газ, при движении которого возникают только нормальные напряжения.

Модель вязкого газа – это теплопроводный газ, при движении которого помимо нормальных напряжений возникают и касательные.

Модель сжимаемого газа – это газ, способный изменять плотность при изменении давления и температуры. Сжимаемость может рассматриваться применительно как к идеальному, так и вязкому газу.

Полеты ВС осуществляются только в пределах атмосферы земли. Состояние атмосферы на различной высоте характеризуется параметрами атмосферы: давлением, температурой и плотностью (с подъемом на высоту давление и плотность монотонно падают, а температура меняется по сложному закону). Особое практическое значение для гражданской авиации имеют нижние слои атмосферы: тропосфера (0÷11 км) и нижняя часть стратосферы (11÷20 км). В тропосфере наблюдаются метеорологические явления – облачность, осадки, обледенение, молнии, струйные течения, которые могут существенно повлиять на безопасность полетов. В связи с нестабильностью характеристик нижних слоев атмосферы международным соглашением приняты условные зависимости давления, температуры и других параметров от высоты, называемые стандартной атмосферой. Стандартная атмосфера (СА) представляет таблицы численных значений параметров атмосферы для ряда высот, взятых на основе данных среднегодовых многолетних наблюдений для географической широты 45°32'33" (ГОСТ 4401-81). Примеры параметров стандартной атмосферы приведены в таблице 1. В таблице однозначное число со знаком плюс или минус, стоящее после значения параметра, является показателем степени десяти – сомножителя данного и каждого последующего значений.

Таблица 1.

Таблица стандартной атмосферы

Высота <i>H</i> , км	Температура <i>T</i> , К	Давление <i>p</i> , Па	Плотность <i>ρ</i> , кг/м ³	$\sqrt{\frac{\rho}{\rho_c}}$	Скорость звука <i>a</i> , м/с	Вязкость кинематическая <i>ν</i> , м ² /с
0	288,15	1,013 ⁵	1,225	1,00	340,29	1,46 ⁻⁵
0,5	284,9	9,55 ⁴	1,167	9,76 ⁻¹	338,37	1,52 ⁻⁵
1,0	281,7	8,99 ⁴	1,112	9,53	336,44	1,58 ⁻⁵
1,5	278,4	8,46 ⁴	1,058	9,29	334,49	1,65 ⁻⁵

Высота H , км	Температура T , К	Давление p , Па	Плотность ρ , кг/м ³	$\sqrt{\frac{\rho}{\rho_c}}$	Скорость звука a , м/с	Вязкость кинематическая ν , м ² /с
2,0	275,2	7,95 ⁴	1,007	9,06	332,53	1,71 ⁻⁵
2,5	271,9	7,47 ⁴	0,957	8,84	330,56	1,79 ⁻⁵
3,0	268,7	7,01 ⁴	0,909	8,62 – 1	328,58	1,86 ⁻⁵
3,5	265,4	6,58 ⁴	0,863	8,34	326,59	1,94 ⁻⁵
4,0	262,2	6,17 ⁴	0,819	8,18	324,59	2,03 ⁻⁵
4,5	258,9	5,77 ⁴	0,777	7,96	322,57	2,12 ⁻⁵
5,0	255,7	5,40 ⁴	0,736	7,75	320,55	2,21 ⁻⁵
5,5	252,4	5,05 ⁴	0,697	7,55 – 1	318,50	2,31 ⁻⁵
6,0	249,2	4,72 ⁴	0,660	7,34	316,45	2,42 ⁻⁵
6,5	245,9	4,41 ⁴	0,624	7,14	314,39	2,53 ⁻⁵
7,0	242,7	4,11 ⁴	0,590	6,94	312,30	2,65 ⁻⁵
7,5	239,5	3,83 ⁴	0,557	6,74	310,21	2,77 ⁻⁵
8,0	236,2	3,56 ⁴	0,526	6,55 – 1	308,10	2,90 ⁻⁵
8,5	233,0	3,32 ⁴	0,496	6,36	305,98	3,05 ⁻⁵
9,0	229,7	3,08 ⁴	0,467	6,17	303,85	3,20 ⁻⁵
9,5	226,5	2,86 ⁴	0,440	5,99	301,70	3,36 ⁻⁵
10,0	223,3	2,65 ⁴	0,414	5,81	299,53	3,53 ⁻⁵
10,5	220,0	2,45 ⁴	0,389	5,63 – 1	297,35	3,70 ⁻⁵
11,0	216,8	2,27 ⁴	0,365	5,46	295,15	3,90 ⁻⁵
11,5	216,7	2,10 ⁴	0,337	5,25	295,07	4,21 ⁻⁵
12,0	216,6	1,94 ⁴	0,312	5,05	295,07	4,56 ⁻⁵
12,5	216,6	1,79 ⁴	0,288	4,85	295,07	4,93 ⁻⁵
13,0	216,6	1,66 ⁴	0,267	4,66 – 1	295,07	5,33 ⁻⁵
13,5	216,6	1,53 ⁴	0,246	4,48	295,07	5,77 ⁻⁵
14,0	216,6	1,42 ⁴	0,228	4,31	295,07	6,24 ⁻⁵
14,5	216,6	1,31 ⁴	0,211	4,15	295,07	6,75 ⁻⁵
15,0	216,6	1,21 ⁴	0,195	3,99	295,07	7,30 ⁻⁵
15,5	216,6	1,12 ⁴	0,180	3,83 – 1	295,07	7,89 ⁻⁵
16,0	216,6	1,04 ⁴	0,160	3,69	295,07	8,54 ⁻⁵
16,5	216,6	9,57 ³	0,154	3,54	295,07	9,24 ⁻⁵
17,0	216,6	8,85 ³	0,142	3,41	295,07	9,99 ⁻⁵
17,5	216,6	8,18 ³	0,132	3,28	295,07	1,08 ⁻⁴
18,0	216,6	7,56 ³	0,122	3,15 – 1	295,07	1,17 ⁻⁴
18,5	216,6	6,99 ³	0,112	3,03	295,07	1,26 ⁻⁴
19,0	216,6	6,47 ³	0,104	2,91	295,07	1,37 ⁻⁴
19,5	216,6	5,98 ³	0,096	2,80	295,07	1,48 ⁻⁴
20,0	216,6	5,53 ³	0,089	2,69	295,07	1,60 ⁻⁴

Тема 1. Кинематика жидкости и газов

1.1. Общие положения

Вектор скорости течения жидкости (газа) можно представить в виде зависимости от координат x, y, z и времени t .

$$\vec{V} = \vec{V}(x, y, z, t)$$

В проекциях на оси декартовой системе координат скорость \vec{V} имеет вид:

$$V_x = V_x(x, y, z, t)$$

$$V_y = V_y(x, y, z, t)$$

$$V_z = V_z(x, y, z, t)$$

На основе гипотезы о сплошности среды жидкость (газ) можно представить в виде частиц, которые сплошь (без пустот) заполняют пространство.

Отличие движения жидкой частицы от твердой заключается в том, что при движении жидкая частица деформируется, а твердая нет. Твердая частица может совершать поступательное движение и вращательное вокруг мгновенной оси, а жидкая помимо поступательного и вращательного движения испытывает угловую и линейную деформацию. Следовательно, скорость жидкой частицы \vec{V} складывается из поступательной $\vec{V}_{пост}$ вращательной $\vec{V}_{вращ}$ и скорости деформации $\vec{V}_{деф}$.

$$\vec{V} = \vec{V}_{пост} + \vec{V}_{вращ} + \vec{V}_{деф}. \quad (1)$$

Это положение было замечено и доказано учеными Коши и Гельмгольцем и называется теоремой Коши–Гельмгольца.

Выше были рассмотрены методы изучения движения жидкой и газообразной среды. Наиболее широкое распространение получил метод Эйлера, который в отличие от метода Лагранжа, где рассматривается движение одной частицы, заданной координатами x, y, z , позволяет рассмотреть поле скоростей частиц потока жидкости, т. е.

$$\left. \begin{aligned} V_x &= V_x(x, y, z, t) \\ V_y &= V_y(x, y, z, t) \\ V_z &= V_z(x, y, z, t) \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

где V_x, V_y, V_z – составляющие скорости \vec{V} , разложенной по осям прямоугольной декартовой системы координат $OXYZ$.

В этом случае поток жидкости (газа) можно представить в виде струек, протекающих внутри трубок тока, образованных линиями тока, проходящих через некоторые сечения. По линиям тока частицы жидкости двигаются поступательно, т. е. скорости каждой частицы направлены по касательным к ним.

Практическое занятие № 1

1.2. Поступательное движение жидкости и газов. Уравнение линий тока

1.2.1. Цели и задачи практического занятия: закрепить знания о поступательном движении частиц жидкости (газа), с помощью решения задач.

1.2.2. Краткие теоретические сведения. Основные формулы для решения задач.

Линией тока называется линия, касательная, в каждой точке которой совпадает с вектором скорости частицы жидкости в этой точке (рис. 1).

При установившемся движении линии тока совпадают с траекторией частиц.

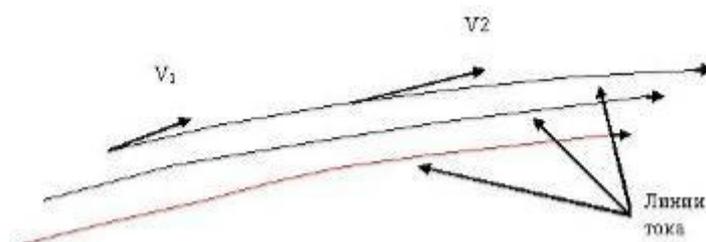


Рис. 1. Линии тока.

Трубкой тока называется трубка, образованная линиями тока, проходящими через каждую точку замкнутого контура S (рис. 2).

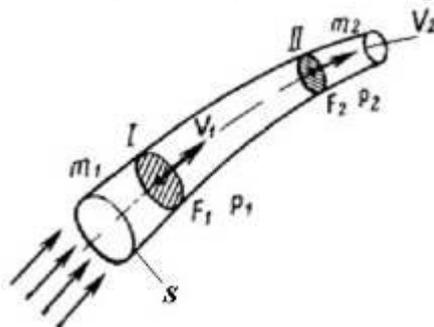


Рис. 2. Трубка тока.

Жидкость (газ), внутри трубки тока называется *стружкой*.

Разделение потока на струйки значительно упрощает изучение движения жидкостей и газов и законов обтекания ими тел.

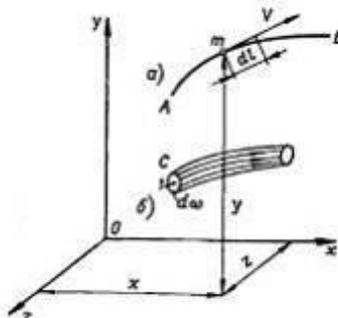


Рис. 3. Линия (а) и трубка (б) тока

Уравнение линий тока:

$$\frac{dx}{V_x} = \frac{dy}{V_y} = \frac{dz}{V_z} \quad (3)$$

где dx, dy, dz – проекции вектора \vec{dl} на координатные оси $OXYZ$ (рис. 3).

$$\vec{dl} = dx\vec{i} + dy\vec{j} + dz\vec{k} \quad (4)$$

V_x, V_y, V_z – проекции вектора скорости \vec{V} на координатные оси.

$$\vec{V} = V_x\vec{i} + V_y\vec{j} + V_z\vec{k} \quad (5)$$

Величина вектора скорости определяется по формуле

$$|\vec{V}| = V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}. \quad (6)$$

Вопросы для самопроверки:

1. Есть ли различие между движением жидкой и твердой частицами?
2. Дать определение линии тока, трубки тока, струйки.
3. Записать уравнение линий тока.
4. Записать теорему Коши-Гельмгольца.

1.2.3. Пример решения типовой задачи.

Задача 1

Условие

1. Найдите уравнения линий тока и траекторий для трех видов движения жидкости, заданных следующими проекциями скоростей

1. $V_x = -ay, V_y = ax, V_z = 0.$

2. $V_x = x+t, V_y = -y+t, V_z = 0.$

3. $V_x = \frac{ax}{R^3}, V_y = \frac{ay}{R^3}, V_z = \frac{az}{R^3},$ где $a = const, R = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}.$

Решение

1. Движение жидкости задано проекциями скоростей

$$V_x = -ay, V_y = ax, V_z = 0.$$

Определим линии тока, представляющие собой в общем случае кривые, которые характеризуются тем, что в данный момент времени t касательные к ним в любой точке совпадают по направлению с вектором скорости. Дифференциальные уравнения линий тока имеют вид

$$\frac{dx}{V_x} = \frac{dy}{V_y} = \frac{dz}{V_z}. \quad (7)$$

Траектория – кривая, по которой перемещается частица жидкости в пространстве. Касательная к этой траектории совпадает с вектором скорости, однако в отличие от линии тока, построение которой производится в фиксированный момент времени, понятие о траектории связано с некоторым промежутком времени, в течение которого частица проходит определенный

путь. Из этого следует, что линия тока и траектория, являющаяся следом движения одной и той же частицы, совпадают в установившемся течении.

Исследуемое движение плоское (так как $V_z=0$) и установившееся (так как составляющие скорости V_x и V_y от времени не зависят).

В случае плоского движения дифференциальное уравнение линий тока (7) после подстановки в него соответствующих значений V_x и V_y можно представить в виде $x dx + y dy = 0$. Интегрируя его, найдем уравнения линий тока

$$x^2 + y^2 = c,$$

которые представляют собой семейство концентрических окружностей с центром в начале координат (рис. 4). Так как рассматриваемое течение установившееся, то траектории совпадают с линиями тока.

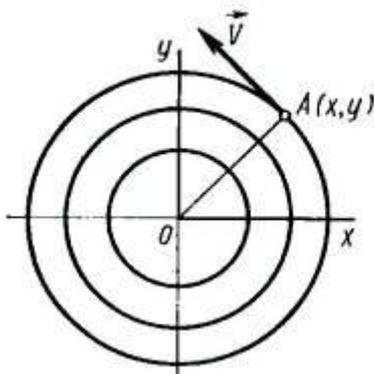


Рис. 4. Линии тока в потоке жидкости

Для определения направления движения жидкости следует найти косинусы углов между вектором скорости и осями координат:

$$\cos(\vec{V}, x) = \frac{V_x}{V} = -\frac{y}{\sqrt{x^2 + y^2}};$$

$$\cos(\vec{V}, y) = \frac{V_y}{V} = +\frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2}}.$$

Так как для точки с положительными значениями координат $\cos(\vec{V}, y) > 0$, а $\cos(\vec{V}, x) < 0$, то скорость образует с осью x угол, больший $\frac{\pi}{2}$, и, следовательно, движение происходит против часовой стрелки.

2. Движение жидкости задано проекциями скоростей

$$V_x = x + t, \quad V_y = -y + t, \quad V_z = 0.$$

Это движение жидкости плоское ($V_z=0$) и неустановившееся, так как составляющие скорости V_x , V_y зависят от координат точки и времени. Следовательно, в данном случае траектории и линии тока не совпадают.

Дифференциальное уравнение линий тока (7) имеет вид $\frac{dx}{(x+t)} = \frac{dy}{(-y+t)}$.

Интегрируя это уравнение и считая при этом время t фиксированным, получаем

$$(x+t)(t-y) = c,$$

т. е. линии тока в каждый момент времени представляют собой семейство гипербол.

На рис. 5 построена линия тока, проходящая в момент времени $t=0$ через точку $A(-1, -1)$. Соответствующее уравнение гиперболы

$$xy=1. \quad (8)$$

Для определения траекторий необходимо проинтегрировать уравнения

$$\frac{dx}{dt} = x+t; \quad \frac{dy}{dt} = -y+t. \quad (9)$$

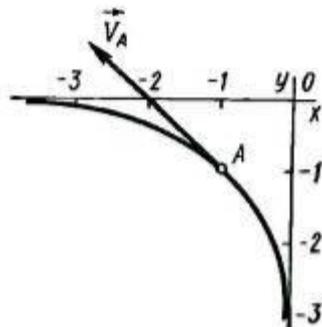


Рис. 5. Линия тока в момент времени $t=0$

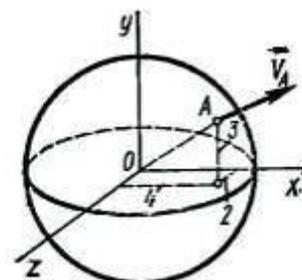


Рис. 6. Схема пространственного источника

При интегрировании (5) положим, как и в задаче 1, $x=uv$. После дифференцирования, соответствующих подстановок и интегрирования

$$\frac{dx}{dt} = v \left(\frac{du}{dt} \right) + u \left(\frac{dv}{dt} \right), \quad u \left(\frac{dv}{dt} \right) - nt = 0, \quad \text{имеем}$$

$$u = c_1 e^t; \quad v = \left(\frac{1}{c_1} \right) (-te^{-t} - e^{-t}) + c_2.$$

Подставляя значения u и v , получаем для x выражение

$$x = c_3 e^t - t - 1. \quad (10)$$

Аналогично можно найти зависимость

$$y = c_4 e^{-t} + t - 1. \quad (11)$$

Для определения траектории, которую описывает частица жидкости, находящаяся в момент времени $t=0$ в точке $A(-1, -1)$, найдем значения постоянных c_3, c_4 . Подставляя в (10) и (11) $t=0, x=-1, y=-1$, получаем $c_3=c_4=0$. Следовательно, для искомой траектории после исключения t из (10) и (11) имеем уравнение

$$x+y=-2. \quad (12)$$

Сопоставляя (8) и (12), нетрудно заметить, что при неустановившемся движении линии тока и траектории не совпадают.

3. Движение жидкости задано проекциями скоростей

$$V_x = \frac{ax}{R^3}, \quad V_y = \frac{ay}{R^3}, \quad V_z = \frac{az}{R^3}.$$

Исследуемое течение является пространственным и установившимся (параметры не зависят от времени t). Следовательно, траектории и линии тока совпадают. Дифференциальное уравнение линий тока (7) в этом случае принимает вид

$$\frac{dx}{x} = \frac{dy}{y} = \frac{dz}{z}.$$

Интегрируя его, находим:

$$x=Cy, x=C_1z, y=C_2z. \quad (13)$$

Система уравнений (13) представляет собой уравнения прямых линий в пространстве, проходящих через начало координат. Значения постоянных C , C_1 , C_2 определяются координатами точки, через которую проходит линия тока (траектория).

Рассмотрим линию тока, проходящую через точку $A(4; 3; 2)$ (рис. 6). В соответствии с этими условиями $C = \frac{4}{3}$; $C_1 = 2$; $C_2 = \frac{3}{2}$. Уравнение этой линии тока можно представить в виде системы

$$3x-4y=0; x-2z=0.$$

Поток жидкости, линии тока которого представляют собой лучи, исходящие из начала координат, называется *источником* ($a>0$). Течение с линиями тока в виде прямых, сходящихся в начале координат, называется *стоком* ($a<0$).

1.2.4. Решить задачи.

1. Скорость потока задана своими проекциями $V_x = ay$, $V_y = ax$, $V_z = az$. Определить величину скорости в точке $A(1, 2, 0)$ при $a=2$.

Ответ: $V = 2\sqrt{5} \frac{M}{c}$.

2. Найти уравнение линий тока для плоского потока, заданного соотношениями $V_x = ay$, $V_y = ax$, $V_z = 0$.

Ответ: $\frac{x^2 - y^2}{2} = c$.

3. Найти уравнение линий тока для плоского потока, заданного соотношениями $V_x = ax$, $V_y = -ay$, $V_z = 0$.

Ответ: $y = \frac{c}{x}$.

4. Найти уравнение линий тока для движения с составляющими скорости

$$V_x = a \frac{x}{(x^2 + y^2 + z^2)^{\frac{3}{2}}}, V_y = a \frac{y}{(x^2 + y^2 + z^2)^{\frac{3}{2}}}, V_z = a \frac{z}{(x^2 + y^2 + z^2)^{\frac{3}{2}}}.$$

Ответ: $y = vx; z = cx$.

5. Скорость потока V задана своими проекциями: $V_x = axy$, $V_y = ayz$, $V_z = axz$. Определить скорость в точке $A(1, 1, 1)$ при $a=3$.

Ответ: $V = 3\sqrt{3} \frac{M}{c}$.

Тема 2. Динамика жидкости и газа. Интеграл Бернулли

Практическое занятие № 2

2.1. Цели и задачи практического занятия: с помощью уравнений, приведенных ниже, определить силовое взаимодействие между жидкой (газообразной) средой и движущимися в них телами.

2.2. Общие сведения.

Задача динамики жидкости и газа – это установление зависимостей между кинематическими и динамическими характеристиками течений, что необходимо прежде всего для изучения силового взаимодействия между жидкой или газообразной средой и движущимися в них твердыми телами, которое проявляется в соответствующем распределении по обтекаемой поверхности касательных и нормальных напряжений.

Для установления связей между кинематическими и динамическими характеристиками потока жидкости (газа), обтекающего твердое тело, составляются уравнения движения жидкости, которые имеют тот или иной вид в зависимости от типа жидкости и вида течения.

По своей природе жидкость и газ являются вязкой средой и при обтекании тел вязкость способствует образованию касательных напряжений, определяющих силу трения на поверхности обтекаемого тела.

Уравнения Эйлера.

Наибольшее распространение и применение в аэродинамике получили уравнения Эйлера, описывающие движение идеальной жидкости, в которой отсутствует вязкость, а следовательно касательные напряжения. В этом случае учитываются только нормальные напряжения, определяющие поверхностные силы давления, действующие на поверхность S , ограничивающую объем ω .

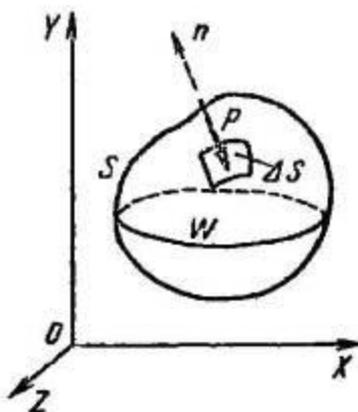


Рис. 16. К выводу уравнения движения идеальной жидкости

В векторной форме они имеют вид

$$\vec{F} - \frac{1}{\rho} \text{grad}P = \frac{d\vec{V}}{dt},$$

где \vec{F} – массовая сила, действующая на единицу массы жидкости в выбранной точке объема жидкости ω (рис. 16);

ρ – плотность жидкости (газа);

\vec{V} – скорость потока жидкости, протекающего через поверхность S , ограничивающую объем ω ;

$$\text{grad}P = \frac{\partial P}{\partial x} \vec{i} + \frac{\partial P}{\partial y} \vec{j} + \frac{\partial P}{\partial z} \vec{k} \text{ – градиент силы давления } P.$$

В скалярной форме уравнения Эйлера имеют вид

$$X - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} = \frac{dV_x}{dt}, \text{ где } \frac{dV_x}{dt} = \frac{\partial V_x}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_x}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_x}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_x}{\partial z}$$

$$Y - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} = \frac{dV_y}{dt}, \text{ где } \frac{dV_y}{dt} = \frac{\partial V_y}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_y}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_y}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_y}{\partial z}$$

$$Z - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial z} = \frac{dV_z}{dt}, \text{ где } \frac{dV_z}{dt} = \frac{\partial V_z}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_z}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_z}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_z}{\partial z}$$

Неизвестными в этих уравнениях являются составляющие скорости V_x, V_y, V_z , давление P и плотность ρ .

Имеются три уравнения и пять неизвестных. Поэтому необходимо составить систему уравнений, прибавив к уравнениям Эйлера уравнение неразрывности, уравнение состояния и для определения температуры T уравнение переноса энергии. Для частного случая, когда жидкость баротропная $P=f(\rho)$ ($\frac{P}{\rho} = C$ при $T=const$ – изотермическое состояние $C=RT$; $\frac{P}{\rho^k} = C$ –

адиабатическое состояние, где $C = \frac{P_0}{\rho_0^k}$, P_0, ρ_0 – некоторые фиксированные значения параметров течения) достаточно рассмотреть уравнения Эйлера неразрывности и состояния.

$$\vec{F} - \frac{1}{\rho} \text{grad}P = \frac{d\vec{V}}{dt}$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{V}) = 0$$

$$P = \rho \cdot R \cdot T$$

Для несжимаемой жидкости ($\rho=const$) будем иметь

$$\vec{F} - \frac{1}{\rho} \text{grad}P = \frac{d\vec{V}}{dt}$$

$$\text{div}\vec{V} = 0$$

$$P = \rho \cdot R \cdot T$$

Уравнения Эйлера нелинейные. Они решены только для частных случаев, в результате чего получен интеграл Бернулли, играющий большую роль в аэрогидромеханике.

Интеграл Бернулли

Уравнение Эйлера для газа принимает иной вид, чем для жидкости, т. к. массовые силы, действующие в объеме газа, значительно меньше массовых сил, действующих в том же объеме жидкости. Поэтому в аэродинамике массовыми силами пренебрегают ($\vec{F} = 0$) и уравнения Эйлера принимают в векторной форме вид:

$$\frac{1}{\rho} \text{grad}P = \frac{d\vec{V}}{dt}$$

или в скалярной форме

$$\frac{dV_x}{dt} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x}$$

$$\frac{dV_y}{dt} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y}$$

$$\frac{dV_z}{dt} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial z}$$

Решая эти уравнения для установившегося движения частиц жидкости вдоль линии тока получают выражение

$$d\left(\frac{V^2}{2}\right) + \frac{dP}{\rho} = 0,$$

которое после интегрирования имеет вид

$$\int \frac{dP}{\rho} + \frac{V^2}{2} = \text{const}.$$

Это уравнение получило название интеграла Бернулли. Для несжимаемой жидкости ($\rho = \text{const}$) интеграл равен

$$P + \frac{\rho V^2}{2} = \text{const},$$

где он имеет размерность давления.

P – статическое давление в струйке.

$q = \frac{\rho V^2}{2}$ – динамическое давление (скоростной напор).

Рассмотрим обтекание тела потоком газа.

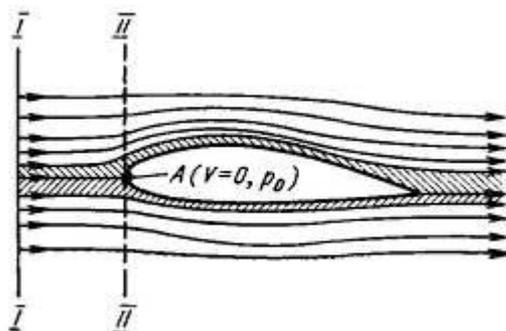


Рис. 17. Обтекание тел потоком воздуха

Центральная струйка потока в передней части обтекаемого тела разветвляется, но в точке A тела затормаживается так, что скорость $V_A = 0$. Эта

точка получила название критической (сеч. II-II рис. 17), т. к. вследствие торможения потока ($V_A=0$).

Сумма статического давления P_∞ и динамического $\frac{\rho V_\infty^2}{2}$ дает полное давление P_0 , равное

$$P_0 = P_\infty + \frac{\rho V_\infty^2}{2},$$

где P_∞, V_∞ – давление и скорость невозмущенного потока (сеч. I-I рис. 17).

Для сжимаемого газа, отвечающего условию баротропности $\rho=f(P)$, (адиабатический процесс $\frac{P}{\rho^k} = C$) интеграл Бернулли имеет вид

$$\frac{k}{k-1} \frac{P}{\rho} + \frac{V^2}{2} = const$$

Приняв $\frac{P}{\rho} = RT$ уравнение переписывается в виде

$$\frac{P}{\rho} + \frac{V^2}{2} + \frac{RT}{k-1}$$

Введя весовую плотность $\gamma=\rho g$, получаем уравнение Бернулли в окончательном виде для сжимаемого газа.

$$\frac{P}{\gamma} + \frac{V^2}{2g} + \frac{RT}{(k-1)g} = const$$

k – коэффициент адиабаты $k = \frac{C_p}{C_v}$, где C_p – коэффициент удельной теплоемкости при постоянном давлении; C_v – коэффициент удельной теплоемкости при постоянном объеме v .

$\frac{P}{\gamma}$ – статический (пьезометрический) напор.

$\frac{V^2}{2g}$ – динамический (скоростной) напор.

$\frac{RT}{(k-1)g}$ – тепловой напор.

Вопросы для самопроверки:

1. Какие задачи решает динамика жидкости и газа?
2. Запишите уравнение Эйлера для жидкости.
3. Запишите уравнение Эйлера для газа.
4. При каких условиях можно получить интеграл Бернулли?
5. Объясните физический смысл членов уравнения Бернулли для сжимаемого и несжимаемого газа.

2.3. Решение типовой задачи.

Задача 1

Условие

В двух сечениях 1-1 и 2-2 струи малой кривизны площадью соответственно S_1 и S_2 измерены значения статического давления p_1 и p_2 потоков несжимаемой жидкости и сжимаемого (изэнтропического) течения воздуха. Определите скорости V_1 и V_2 несжимаемой жидкости и числа M_1 и M_2 сжимаемого потока в этих сечениях при условии, что $\frac{S_2}{S_1} = 0,5$; $p_1 = 10^5$ Па; $\rho_1 = 1,226$ кг/м³; $p_2 = 0,999 \cdot 10^5$ Па для несжимаемого потока и $p_2 = 0,5 \cdot 10^5$ Па для сжимаемого потока.

Решение

Рассмотрим течение несжимаемой жидкости. В соответствии с уравнением Бернулли $\frac{V_1^2}{2} + \frac{p_1}{\rho_1} = \frac{V_2^2}{2} + \frac{p_2}{\rho_1}$ находим

$$V_2^2 - V_1^2 = 2 \frac{p_1 - p_2}{\rho_1}. \quad (51)$$

Из уравнения неразрывности $V_1 S_1 = V_2 S_2$ следует, что

$$\frac{V_1}{V_2} = \frac{S_2}{S_1}. \quad (52)$$

Решая совместно уравнения (51) и (52), получаем

$$V_1 = \sqrt{\frac{2(p_1 - p_2)}{\rho_1 \left[\left(\frac{S_1}{S_2} \right)^2 - 1 \right]}}; \quad V_2 = \sqrt{\frac{2(p_1 - p_2)}{\rho_2 \left[1 - \left(\frac{S_2}{S_1} \right)^2 \right]}}.$$

Подставляя в полученные выражения значения величин, находим $V_1 = 7,374$ м/с; $V_2 = 14,75$ м/с.

Для сжимаемого изэнтропического течения из уравнений

$$p_1 = p_0 (1 - \bar{V}_1^2)^{\frac{k}{k-1}}; \quad p_2 = p_0 (1 - \bar{V}_2^2)^{\frac{k}{k-1}},$$

где $\bar{V}_{1(2)} = \frac{V_{1(2)}}{V_{max}}$, найдем

$$\frac{1 - \bar{V}_1^2}{1 - \bar{V}_2^2} = \left(\frac{p_1}{p_2} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (53)$$

Однако, согласно уравнению неразрывности $\rho_1 V_1 S_1 = \rho_2 V_2 S_2$ и уравнению адиабаты $\frac{p_1}{\rho_1^k} = \frac{p_2}{\rho_2^k}$, отношение

$$\frac{\bar{V}_1^2}{\bar{V}_2^2} = \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{2}{k}} \left(\frac{S_2}{S_1} \right)^2. \quad (54)$$

Введем обозначения $\bar{V}_1^2 = x$; $\bar{V}_2^2 = y$; $\left(\frac{p_1}{p_2} \right)^{\frac{k-1}{k}} = a$; $\left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{2k} \left(\frac{S_2}{S_1} \right)^2 = b$. С учетом этого уравнения (53) и (54) принимают вид $\frac{1-x}{1-y} = a$ и $\frac{x}{y} = b$. Решая эти уравнения совместно, находим

$$x = \frac{(a-1)b}{a-b}; \quad y = \frac{a-1}{a-b}. \quad (55)$$

Воспользуемся уравнением Бернулли вида $\frac{\bar{V}^2}{2} + \frac{\bar{a}^2}{k-1} = \frac{1}{2}$, где $\bar{a} = \frac{a}{V_{max}}$.

Тогда

$$\bar{a}_2 = \frac{(k-1)(1-\bar{V}^2)}{2}, \quad (56)$$

а также

$$M = \frac{\bar{V}}{\bar{a}} = \sqrt{\frac{2\bar{V}^2}{(k-1)(1-\bar{V}^2)}}. \quad (57)$$

Для сечений 1-1 и 2-2, используя решение (55), получаем соответственно

$$M_1 = \sqrt{\frac{2(a-1)b}{(k-1)(1-b)a}}; \quad M_2 = \sqrt{\frac{2(a-1)}{(k-1)(1-b)}}. \quad (58)$$

Произведем вычисления: $a = \left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{\frac{k-1}{k}} = 1,219$ и $b = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{2}{k}} \left(\frac{S_2}{S_1}\right)^2 = 0,09291$.

Теперь находим числа M потока в сечениях 1-1 и 2-2: $M_1=0,3033$; $M_2=1,099$.

2.4. Решить задачи.

1. Определить величины скоростного напора на высотах $H_1=0$ и $H_2=4$ км при скорости полета $V=400$ км/час.

Ответ: $q_{H=0}=0,074$ бар; $q_{H=4}=0,0496$ бар.

2. Определить скорость полета, если статическое давление за бортом самолета $p_{ст}=1,013$ бар, а давление в критической точке равно $1,108$ бар.

Ответ: $V=450$ км/час.

3. Определить давление в критической точке носа фюзеляжа при полете со скоростью $V=900$ км/час на высоте $H=8\ 000$ м.

Ответ: $p=0,55$ бар.

ЧАСТЬ 2. ДИНАМИКА ПОЛЕТА

Практическое занятие № 3

Тема. Горизонтальный полет, взлёт и посадка. Дальность и продолжительность полета самолета

1. Цели и задачи практического занятия: Получить навыки расчета летных характеристик дальности и продолжительности полета самолета.

2. Общие сведения. Основные формулы. Решение типовой задачи.

Рассмотрим горизонтальный участок дальности и определим $L_{г.н.}$ и $t_{г.н.}$.

Расчет ведется для средней полетной массы самолета m_{cp} , определяемой по формуле

$$m_{cp} = m - \frac{m_{мон}}{2} \quad (1)$$

m – взлетная масса самолета;

$m_{мон}$ – масса полного запаса топлива, которую можно определить из следующей таблицы:

Взлетная масса m	Полный запас топлива в % от взлетной массы
до 20	25
от 20 до 40	30
от 40 до 80	35
от 80 до 120	40
свыше 120	45

Дальность горизонтального участка полета и продолжительность определяются по формулам:

$$L_{г.н.} = \frac{m_{м\ расч}}{q_k} \quad (2)$$

$$t_{г.н.} = \frac{m_{м\ расч}}{q_ч} \quad (3)$$

$m_{м\ расч}$ – масса располагаемого запаса топлива.

Для самолетов с ВРД $m_{м\ расч}$ – определяется по формуле

$$m_{м\ расч} = m_m - 1,5(C_p \cdot P_p)_{H_{cp}} \cdot \frac{t_{наб} + 3}{60} \quad (4)$$

$t_{наб}$ – время набора расчетной высоты.

$C_p \left[\frac{кг}{Н \cdot ч} \right]$ – удельный расход топлива на средней высоте и $V_{cp\ наб}$.

$P_p [Н]$ – располагаемая тяга на средней высоте и $V_{cp\ наб}$.

m_m – масса полного запаса топлива.

$$q_k = \frac{q_ч}{3,6V} \quad (5)$$

(5) – километровый расход топлива на расчетной высоте H_p ;

$$q_ч = (C_p \cdot P_p) \quad (6)$$

(6) – часовой расход топлива на расчетной высоте H_p

или

$$q_{\text{ч}} = C_p \cdot P_p = C_p \cdot P_n = C_p \cdot \frac{mg}{K} \quad (7)$$

$$q_{\text{к}} = \frac{C_p \cdot mg}{3,6V \cdot K} \quad (8)$$

V – скорость полета на заданной высоте в [м/с].

$K = \frac{C_{y_a}}{C_{x_a}}$ – аэродинамическое качество самолета.

Техническая дальность – это дальность при израсходовании всего запаса топлива m_m .

Практическая дальность – это дальность, при которой на борту самолета остается аэронавигационный запас m_{mA} .

$$m_{mA} = 5 \div 10\% m_m.$$

Вопросы для самопроверки

1. Что характеризует удельный расход топлива?
2. Дать определение $q_{\text{к}}$.
3. Дать определение $q_{\text{ч}}$.
4. Чем отличается техническая дальность от практической?

Задача

Определить полный запас топлива самолета, имеющего взлетную массу $m=94\ 000$ кг, располагаемый запас топлива $m_{m\text{расн}}$, если дальность выполняется на высоте $H = 10\ 000$ м, время набора высоты $H = 10\ 000$ м $t_{\text{наб}} = 17$ мин, $C_p = 0,2 \left[\frac{\text{кг}}{H \cdot \text{ч}} \right]$, $P_p = 90\ 000$ Н на средней высоте.

Решение

$$m_m = 94\ 000 \cdot 0,4 = 37\ 600 \text{ [кг]}.$$

$$m_{m\text{расн}} = m_m - 1,5(C_p \cdot P_p)_{H_{cp}} \cdot \frac{t_{\text{наб}} + 3}{60} = 37600 - 1,5 \cdot (0,2 \cdot 90000) \cdot \frac{17+3}{60} = 37000 - 9000 = 28600 \text{ [кг]}$$

Решить задачи

Задача 1.

Определить $q_{\text{к}}$, $q_{\text{ч}}$, $L_{2.n.}$, $t_{2.n.}$, если располагаемый запас топлива составил $m_{m\text{расн}}=30\ 000$ кг, $C_p = 0,15$, $K = 16$, масса самолета $m = 94\ 000$ кг, скорость полета $V=720$ км/ч.

Ответ: $q_{\text{ч}} = 6\ 750$ кг/ч; $q_{\text{к}} = 9,375$ кг/км; $L_{2.n.} = 3\ 200$ км, $t_{2.n.} \approx 4,44$ ч.

Задача 2.

Определить располагаемый запас топлива $m_{m\text{расн}}$, если $q_{\text{ч}} = 5\ 600$ кг/ч; $t_{2.n.}=4$ ч.

Ответ: $m_{m\text{расн}} = 22\ 400$ кг.

Задача 3.

Определить практическую дальность, если техническая дальность $L_{2.n.m}=4\ 000$ км, аэронавигационный запас составляет 10% от располагаемого запаса топлива $m_{m\text{расн}} = 42\ 000$ кг, $q_{\text{к}} = 10,8$ кг/км. Как изменилась техническая дальность?

Ответ: $L_{2.n.пp} = 3\ 500$ км. Техническая дальность уменьшилась на 500 км.

Изучение нагрузок, действующих на самолет во время полета. Перегрузка.

Внешние нагрузки, действующие на самолёт.

Силы, действующие на самолет, состоят из аэродинамических сил приложенных к внешним поверхностям самолета, силы веса и сил от двигательной установки. Движение самолета под действием совокупности этих сил приходят в соответствии с законами Ньютона.

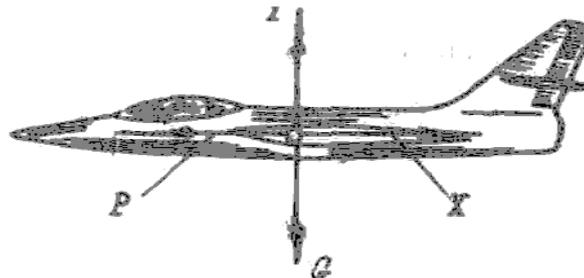
При проектировании и расчете на прочность самолетных конструкций необходимо знать все внешние нагрузки, действующие на самолет при различных режимах полета и посадке.

Внешние нагрузки, действующие на самолет, можно разбить на две группы: на нагрузки, действующие в полете, и на нагрузки действующие при посадке и движении по земле.

Режим горизонтального полета самолета.

Пусть самолет совершает прямолинейный горизонтальный полет с постоянной скоростью V в невозмущенной атмосфере.

В этом случае на самолет действуют подъемная сила Y , сила лобового сопротивления X , тяга двигателей P и сила веса самолета G



Допускаем, что указанные внешние силы приложены центре массы самолета.

Из условия равновесия всех сил на вертикальную и горизонтальную оси

$$Y = G$$

$$X = P$$

При горизонтальном установившемся полете ($V = \text{const}$) имеет место равенство подъемной силы самолета его весу, а лобового сопротивления самолета – тяге двигателей. Такой режим полета обычно называют нормальным.

В случае горизонтального неустановившегося полета ($V \neq \text{const}$)

$$Y = G$$

$$X \neq P$$

Такой режим полета называется режимом разгона или режимом торможения.

Подъемная сила самолета нормальной схемы, т.е. с оперением, расположенным позади крыла, может быть записана в виде суммы подъемных сил, создаваемых крылом, фюзеляжем и горизонтальным оперением:

$$Y_c = Y_{кр} + Y_{ф} \cdot Y_{го}$$

Ввиду малости подъемных сил фюзеляжа Y_0 и оперения Y_{zo} по сравнению с подъемной силой крыла $Y_{кр}$, приближенно принимаем

$$Y_c \cong Y_{кр}$$

Выражая подъемную силу и силу лобового сопротивления через аэродинамические коэффициенты, получаем

$$Y = C_y S_{кр} \frac{\rho v^2}{2};$$

$$X = C_x S_{кр} \frac{\rho v^2}{2}$$

или

$$Y = c_y S_{кр} q;$$

$$X = c_x S_{кр} q,$$

где c_y и c_x - аэродинамические коэффициенты, зависящие от угла атаки α ;

$S_{кр}$ - площадь крыла, м²;

ρ — плотность воздуха, кг сек²/м⁴ ;

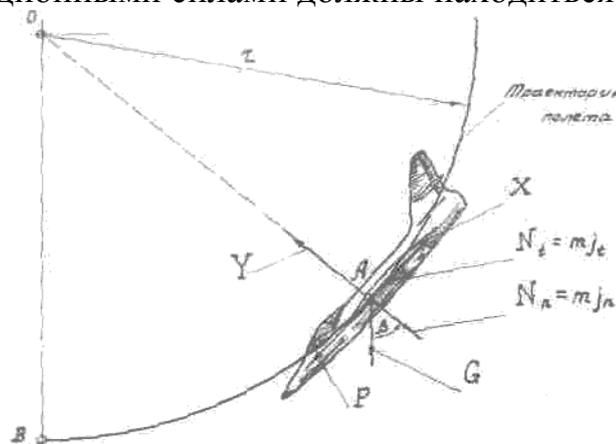
V — скорость горизонтального полета самолета, м/сек;

$q = \frac{\rho V^2}{2}$ --скоростной напор, кг/м².

Криволинейный полет самолета в вертикальной плоскости.

Пусть самолет совершает криволинейный полет в вертикальной плоскости, траектория которого показана на рис. В этом случае на самолет действуют подъемная сила Y , направленная нормально к вектору скорости самолета, вес самолета G , сила лобового сопротивления X , тяга двигателей P , центробежная сила N_n , направленная нормально к траектории, и тангенциальная сила N_t , направленная по касательной к траектории.

На основании принципа Даламбера все внешние силы, действующие на самолет, вместе с инерционными силами должны находиться в равновесии.



Центробежная и тангенциальная силы определяются по следующим формулам:

В криволинейном полете подъемная сила всегда больше полетного веса самолета.

В связи с этим вводят понятие коэффициента перегрузки n .

Отношение подъемной силы к весу самолета называется нормальной перегрузкой самолета:

$$n_y = \frac{Y}{G}.$$

Подставив в место Y значение Y_{\max} , получим

$$\text{или } n_y = \frac{G \left(1 + \frac{V^2}{gr} \right)}{G} = 1 + \frac{V^2}{gr}$$

$$n_y = 1 + \frac{jn}{g}.$$

где r —радиус кривизны траектории;

g —ускорение силы тяжести.

Используя уравнение равновесия, определим значение осевой перегрузки:

$$n_x = \frac{N_t}{G} = \frac{P - X}{G}.$$

Следует заметить, что при расчете на прочность в самолетной технике за основные принимают нормальные перегрузки, а в других смежных специальностях – осевые.

Величина перегрузки играет существенную роль в определении прочности самолета. Например, по ее величине можно всегда определить величину аэродинамической нагрузки, действующую на крылья для любого полетного случая, а именно:

$$Y^3 = n^3 G.$$

Известно, что нормальные напряжения в продольных элементах конструкции самолета изменяются примерно пропорционально изменению перегрузки. Угол атаки полета будет влиять только на изменение касательных напряжений вследствие перемещения центра давления.

Криволинейный полет самолета в горизонтальной плоскости (вираж)

Пусть самолет совершает полет в горизонтальной плоскости по окружности радиуса r с постоянной скоростью V .

На самолет действуют подъемная сила Y , сила веса самолета G и инерционная сила N_n , нормальная к траектории полета.

Спроектировав действующие на самолет силы на вертикальную плоскость и плоскость крыла и используя принцип Даламбера, получим следующие уравнения виража:

$$Y \cos \beta - G = 0,$$

$$G \sin \beta - N_n \cos = 0.$$

Уравнение можно написать еще так:

$$G \sin \beta - \frac{G}{g} \frac{V^2}{r} \cos \beta = 0.$$

$$Y = \frac{G}{\cos \beta}.$$

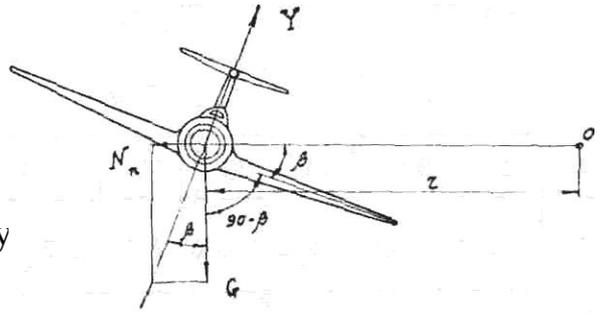
Тогда величина перегрузки при выраже бу

$$n_{\dot{a}} = \frac{Y}{G} = \frac{1}{\cos \beta}.$$

Радиус виража

$$r = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \beta} = \frac{V^2}{g \sqrt{n_{\dot{a}}^2 - 1}}.$$

Анализируя формулу, видим, что при $\beta = 0$ $n_{\dot{a}} = 1$, а при $\beta = 90^\circ$ $n_{\dot{a}} \rightarrow \infty$, $Y \rightarrow \infty$.



Задачи по практическим занятиям №2:

Коротко дайте пояснения силам, действующие на самолет при полете, а также перегрузке.

Задача 1

Определите значения перегрузок n_y и n_x , а также полную перегрузку n для прямолинейного горизонтального полета с постоянной скоростью и криволинейного полета в вертикальной плоскости в нижней точке траектории при $V = \text{км/ч}$, $r = \text{м}$, $dV/dt = \text{м/с}^2$. Изобразите схему сил, действующих на самолёт вышеуказанных режимах полёта.

Варианты заданий:

№	V	r	dV/dt
	км/ч	м	м/с ²
1	450	1000	1,0
2	480	1200	1,2
3	500	1400	1,4
4	520	1600	1,6
5	540	1800	1,8
6	560	2000	2,0
7	580	2200	2,2
8	600	2400	2,4
9	620	2600	2,6
10	640	2800	2,8
11	660	3000	3,0
12	680	3200	3,2
13	700	3400	3,4
14	720	3600	3,6

№	V	r	dV/dt
	км/ч	м	м/с ²
15	740	3800	3,8
16	760	4000	4,0
17	780	4200	4,2
18	800	4400	4,4
19	820	4600	4,6
20	840	4800	4,8
21	460	1050	1,0
22	490	1250	1,2
23	510	1450	1,4
24	530	1650	1,6
25	550	1850	1,8
26	570	2050	2,0
27	590	2250	2,2
28	650	2450	2,4

Задача 2

Определить перегрузки n_y и n_x , силу лобового сопротивления X и потребную тягу двигателей P для самолёта с полетным весом $G = H$, при установившемся горизонтальном полете, если аэродинамическое качество самолёта $K = \dots$. Изобразите схему сил, действующих на самолёт вышеуказанном режиме полёта.

Варианты заданий:

№	G	K
	H	
1	13000	13
2	14000	14
3	15000	15
4	16000	16
5	17000	17
6	18000	12
7	19000	13
8	12000	12
9	13000	14
10	14000	15

№	G	K
	H	
11	15000	16
12	16000	17
13	17000	12
14	18000	13
15	12000	14
16	13000	15
17	14000	16
18	15000	17
19	16000	12
20	17000	13

№	G	K
	H	
21	18000	14
22	19000	15
23	12000	15
24	13000	16
25	14000	17
26	15000	12
27	16000	13
28	17000	14

Задача 3

Определить полную перегрузку самолёта, если перегрузки в направлении осей x, y, z соответственно равны:

$$n_x = \dots, n_y = \dots, n_z = \dots$$

Как называются проекции перегрузки на оси x, y, z соответственно?

Варианты заданий:

№	n_x	n_y	n_z
1	0	-3	0
2	0,3	0,95	0,1
3	0,3	-0,95	0,1
4	0,4	0,9	0,2
5	0,3	3	0
6	0,5	3	0,2
7	0,1	-3	0,2
8	0,3	0,95	0,2
9	0,3	-0,95	0,2
10	0,4	-0,9	0,2
11	0,3	-3	0
12	0,5	3	0,2
13	0	3	0
14	0,4	0,95	0,1

№	n_x	n_y	n_z
15	0,4	-0,95	0,1
16	0,3	0,9	0,2
17	0,3	-0,9	0,2
18	0	4	0
19	0,3	4	0,1
20	0,3	4	0,2
21	0,3	-4	0,1
22	0,3	-4	0,2
23	0,4	4	0,1
24	0,4	4	0,2
25	0,4	-4	0,1
26	0,4	-4	0,2
27	0,5	4	0,1
28	0,5	4	0,2

Задача 4

Определить величину перегрузки n_y и n_z при выполнении самолётом правильного виража с углом крена $\gamma = \quad^\circ$. Изобразите схему сил, действующих на самолёт вышеуказанном режиме полёта.

Варианты заданий:

№	γ
	град
1	15
2	20
3	25
4	30
5	35
6	40
7	45

№	γ
	град
8	50
9	55
10	60
11	15
12	20
13	25
14	30

№	γ
	град
15	35
16	40
17	45
18	50
19	55
20	60
21	15

№	γ
	град
22	20
23	25
24	30
25	35
26	40
27	45
28	50

Задача 5

В горизонтальном полёте с самолёта сбрасывается груз. Определить перегрузку n_y сразу после сброса груза, если вес самолёта $G_{сам} = \quad Н.$, вес груза $G_{гр} = \quad Н.$

Варианты заданий:

№	$G_{сам}$	$G_{гр}$
	Н	Н
1	50000	10000
2	55000	10000
3	60000	10000
4	65000	10000
5	70000	10000
6	75000	10000
7	80000	10000
8	85000	10000
9	90000	10000
10	95000	10000

№	$G_{сам}$	$G_{гр}$
	Н	Н
11	50000	15000
12	55000	15000
13	60000	15000
14	65000	15000
15	70000	15000
16	75000	15000
17	80000	15000
18	85000	15000
19	90000	15000
20	95000	15000

№	$G_{сам}$	$G_{гр}$
	Н	Н
21	60000	20000
22	65000	20000
23	70000	20000
24	75000	20000
25	80000	20000
26	85000	20000
27	90000	20000
28	95000	20000

Задача 6

Чему равна подъемная сила самолёта Y , вес которого $G_{сам} = \quad Н.$, а перегрузка $n_y = \quad ?$

Варианты заданий:

№	$G_{сам}$	n_y
	Н	
1	10000	4
2	10000	5

№	$G_{сам}$	n_y
	Н	
11	15000	4
12	15000	5

№	$G_{сам}$	n_y
	Н	
21	20000	4
22	20000	5

3	10000	6
4	10000	7
5	10000	8
6	12000	4
7	12000	5
8	12000	6
9	12000	7
10	12000	8

13	15000	6
14	15000	7
15	15000	8
16	18000	4
17	18000	5
18	18000	6
19	18000	7
20	18000	8

23	20000	6
24	20000	7
25	20000	8
26	22000	5
27	22000	6
28	22000	7

Задача 7

Определите перегрузку n_y самолёта, если подъёмная сила крыла $Y_{кр} = \dots$ Н, сила от горизонтального оперения $P_{г.о.} = \dots$ Н и вес самолёта $G_{сам} = 10000$ Н. Изобразите схему сил, действующих на самолёт.

Варианты заданий:

№	$Y_{кр}$	$P_{г.о.}$	$G_{сам}$
	Н	Н	Н
1	80000	-10000	10000
2	80000	-12000	10000
3	80000	-14000	10000
4	80000	-15000	10000
5	80000	-16000	10000
6	90000	-10000	10000
7	90000	-12000	10000
8	90000	-14000	10000
9	90000	-15000	10000
10	90000	-16000	10000
11	100000	-10000	10000
12	100000	-12000	10000
13	100000	-14000	10000
14	100000	-15000	10000

№	$Y_{кр}$	$P_{г.о.}$	$G_{сам}$
	км/ч	м	м/с ²
15	80000	-10000	15000
16	80000	-12000	15000
17	80000	-14000	15000
18	80000	-15000	15000
19	80000	-16000	15000
20	90000	-10000	15000
21	90000	-12000	15000
22	90000	-14000	15000
23	90000	-15000	15000
24	90000	-16000	15000
25	100000	-10000	15000
26	100000	-12000	15000
27	100000	-14000	15000
28	100000	-15000	15000

ПРАКТИЧЕСКОЕ ЗАНЯТИЕ №5

Расчет внешних нагрузок, действующих на крыло самолета.

Расчетные схемы и расчетные случаи крыла.

Расчет реальной конструкции с учетом всех связей, существующих между ее элементами, не только не целесообразен, но и даже невозможен современными методами. Поэтому, обязательным этапом в процессе расчета является переход от реальной конструкции, нагруженной системой сил и моментов к некоторой эквивалентной расчетной схеме. Выбор той или иной расчетной схемы конструкции диктуется стремлением как можно полнее описать исходную конструкцию и внешние нагрузки. Не менее важное требование - простота расчетной схем, что достигается устранением несущественных второстепенных факторов.

Сложный спектр нагрузок, действующих на крыло, приводится к четырем основным ее видам:

1. Распределенные аэродинамические силы;
2. Распределенные массовые силы;
3. Сосредоточенные массовые нагрузки от грузов, расположенных в крыле или подвешенных к нему;
4. Сосредоточенные немассовые нагрузки (например, тяга двигателей, реакции шасси при посадке самолета).

Обычно расчетной схемой крыла служит балка, лежащая на двух опорах и нагруженная распределенными и сосредоточенными нагрузками. Причем опоры располагаются в местах крепления крыла к фюзеляжу. В некоторых конструкциях разъем крыла делается по оси симметрии. Расчетная схема для такой конструкции является консольная балка, заделанная одним концом.

Для наиболее нагруженных участков полета самолета (включая взлет и посадку) вводятся в рассмотрение так называемые расчетные случаи в рамках которых проверяется общая прочность силовых элементов конструкции.

Нормами прочности для крыла задается шесть основных расчетных случаев А, А', В, С, Д, Д'. Каждому расчетному случаю соответствует свое сочетание внешних нагрузок и их величина, которая зависит от знаний эксплуатационной перегрузки и коэффициента безопасности. Также задается направление действие нагрузок. Самые большие по величине нагрузки на крыло возникают в расчетном случае А, для которого и приводится расчет в курсовой работе.

4. Определение внешних нагрузок, действующих на крыло.

4.1. Распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла.

При полете самолета на больших углах атаки (расчетный случай А) распределение аэродинамической нагрузки, действующей по оси ОУ, производится пропорционально относительно циркуляции плоского прямого крыла $\bar{\Gamma}_{пл}$

$$q_{аэп}^p = \frac{G_0 \cdot n_y^3 \cdot f}{L} \cdot \bar{\Gamma}_n ;$$

где G_0 - взлетный вес самолета;
 n_y^3 - эксплуатационная перегрузка по оси У;
 f - коэффициент безопасности ($f=1,5$ для случая А)
 L - размах крыла.

Значение $\bar{\Gamma}_{пл}$ в зависимости от удлинения λ сужения η и длины центропланной части крыла приводятся в справочной литературе и задаются графически или таблично.

Например, для $5 < \lambda < 10$, $2 < \eta < 5$ имеем.

Таблица 1.

$\bar{z} = \frac{2z}{L}$	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	0,95	1
\bar{A}_n	1,3435	1,3298	1,2908	1,2228	1,1484	1,057	0,9511	0,8583	0,743	0,59	0,46	0

Если крыло стреловидное, то необходимо учитывать влияние стреловидности на распределение аэродинамической нагрузки по размаху

$$q_{аэп}^p = \frac{G_0 \cdot n_y^3 \cdot f}{L} (\bar{\Gamma}_n + \Delta \bar{\Gamma}_{стр}),$$

$$\Delta \bar{\Gamma}_{стр} \approx \Delta \bar{\Gamma}_{45} \cdot \frac{\chi^\circ}{45^\circ}$$

где χ – угол стреловидности крыла в градусах по линии 1/4 хорд;

$\Delta \bar{\Gamma}_{45}$ – изменение относительной циркуляции по размаху крыла при угле стреловидности значения которой представлены в таблице 2.

Таблица 2.

$\bar{z} = \frac{2Z}{L_{кр}}$	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	0,95	1,0
$\Delta \bar{\Gamma}_{45}$	-0,3	-0,23	-0,15	-0,08	0	0,05	0,1	0,16	0,17	0,15	0,10	0

4.2. Распределение массовых (инерционных) нагрузок по размаху крыла.

Массовые нагрузки от собственного веса конструкции крыла можно приблизительно распределять по размаху пропорционально хордам крыла.

$$q_{кр}^p = \frac{G_{кр} \cdot n_y^3 \cdot f}{S} \cdot b_{се};$$

где $b_{сеч}$ - хорда сечения крыла, в котором определяется погонная массовая нагрузка от собственного веса крыла;

S - площадь крыла;

$G_{кр}$ - вес крыла (в среднем $G_{кр} = (0,09 \div 0,12) \cdot G_0$);

Массовые силы от веса топлива следует распределять в виде погонных нагрузок по длине тех участков, которые заняты под баки. Распределение нагрузок по сечениям производится пропорционально ширине бакового отсека

$$q_m^p = \frac{G_m \cdot n_y^3 \cdot f}{S_б} \cdot b_{се.б.};$$

где $b_{сеч.б.}$ - хорда сечения бокового отсека;

$S_б$ - площадь бака в плане;

G- вес топлива в рассматриваемом баке;

Общий вес топлива между баками приближенно распределяется пропорционально их площадям на виде в плане и определяется в зависимости от дальности полета и удельного километрового расхода топлива. В среднем $G_m = (0,3 \div 0,4)G_0$

Таблица 3.

№	$\bar{z} = \frac{2Z}{L_{кр}}$	$\bar{\Gamma}_{\Sigma}$	$b_{сеч}$	$b_{с.б}$	q_a^p	$q_{кр}^p$	q_m^p	q_{Σ}^p
0								
1								
2								
.								
.								
.								
8								
9								
10								

В таблице : $\bar{\Gamma}_{\Sigma} = \bar{\Gamma}_n + \Delta\bar{\Gamma}_{стр}$

Пример:

Исходные данные:

Взлётный вес самолёта

$$m_0 = 24720 \dots\dots\dots[\text{даН}]$$

Удельная нагрузка на крыло

$$p_0 = \frac{m_0}{S_{кр}} = 322$$

.....[даН/м²]

Удлинение крыла

$$\lambda_{кр} = 11,3$$

Сужение крыла

$$\eta_{кр} = 2$$

Угол стреловидности крыла по линии 1/4 хорд

$$\chi_{\frac{1}{4}}^0 (\chi^0) = 0 \text{ [град]}$$

Относительная масса (вес) топлива

$$\bar{m}_T = 0,171$$

Задача:

Определить расчётную распределенную аэродинамическую нагрузку крыла $q_{аэр}^p$, расчётную распределенную массовую нагрузку от собственного веса конструкции крыла $q_{кр}^p$, расчётную распределенную массовую нагрузку от веса топлива находящегося в крыле (она определяется по длине в тех участках крыла, которые заняты под топливные баки) q_T^p , общую (суммарную) распределенную нагрузку q_{Σ}^p и построить их эпюры распределения по крылу.

$$q^p_{\text{аэп}} = \dots, q^p_{\text{кр}} = \dots, q^p_{\text{T}} = \dots, q^p_{\Sigma} = \dots$$

(с учётом, эксплуатационной перегрузки (по оси ОУ) $n^3 = 2,5$ и коэффициента безопасности $f = 1,5$).

Примечание: При расчете $q^p_{\text{аэп}}$ учитывать суммарную циркуляцию потока воздуха $\bar{\Gamma}_{\Sigma}$; для $5 < \lambda < 10$, $2 < \eta < 5$ имеем:

$\bar{Z} = \frac{2Z}{L_{\text{кр}}}$	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	0,95	1,0
$\bar{\Gamma}_{\text{пл}}$	1,343	1,329	1,290	1,222	1,148	1,057	0,951	0,858	0,743	0,590	0,460	0
$\frac{\Delta}{\bar{\Gamma}_{45^0}}$	-0,3	-0,23	-0,15	-0,08	0	0,05	0,10	0,16	0,17	0,15	0,10	0

Выполнения:

1) Определить параметры крыла:

$$\text{Площадь крыла: } S_{\text{кр}} = \frac{m_0}{\rho_0} = \frac{24720}{322} = 76,77 \text{ м}^2,$$

$$\text{Размах крыла: } L_{\text{кр}} = \sqrt{\lambda_{\text{кр}} \cdot S_{\text{кр}}} = \sqrt{11,3 \cdot 76,77} = 29,45 \text{ м},$$

$$\text{Концевая хорда: } b_{\text{ки}} = \frac{2 \cdot S_{\text{кр}}}{L_{\text{кр}}(1 + \eta_{\text{кр}})} = \frac{2 \cdot 76,77}{29,45 \cdot (1 + 2)} = 1,738 \text{ м},$$

$$\text{Корневая хорда: } b_0 = \eta_{\text{кр}} \cdot b_{\text{ки}} = 2 \cdot 1,738 = 3,48 \text{ м}$$

2) Определить расчётную распределённую аэродинамическую нагрузку крыла

$$q^p_{\text{аэп}} = \frac{m_0 \cdot n_y^3 \cdot f}{L} \bar{\Gamma}_n = \frac{24720 \cdot 2,65 \cdot 1,5}{29,45} \bar{\Gamma}_n = 3330,7 \cdot \bar{\Gamma}_n,$$

3) Определить расчётную распределённую массовую нагрузку от собственного веса конструкции крыла

$$q^p_{\text{кр}} = \frac{m_{\text{кр}} \cdot n_y^3 \cdot f}{S} \cdot b_{\text{сеч.и}} = \frac{2702 \cdot 2,65 \cdot 1,5}{76,77} \cdot b_{\text{сеч.и}} = 139,7 \cdot b_{\text{сеч.и}}$$

где $m_{\text{кр}} = \bar{m}_{\text{кр}} \cdot m_0 = 0,1093 \cdot m_0$ [даН]

4) Определить расчётную распределённую массовую нагрузку от веса топлива находящегося в крыле

$$q^p_{\text{т}} = \frac{m_{\text{т}} \cdot n_y^3 \cdot f}{S} \cdot b_{\text{сеч.бак}} = \frac{4227 \cdot 2,65 \cdot 1,5}{43,7} \cdot b_{\text{сеч.бак}} = 383,4 \cdot b_{\text{сеч.бак}}$$

где $m_{\text{т}} = \bar{m}_{\text{т}} \cdot m_0$ [даН]

$S_{\text{б}} = 43,7 \text{ м}^2$ - площадь бака.

5) Определить суммарную распределённую нагрузку

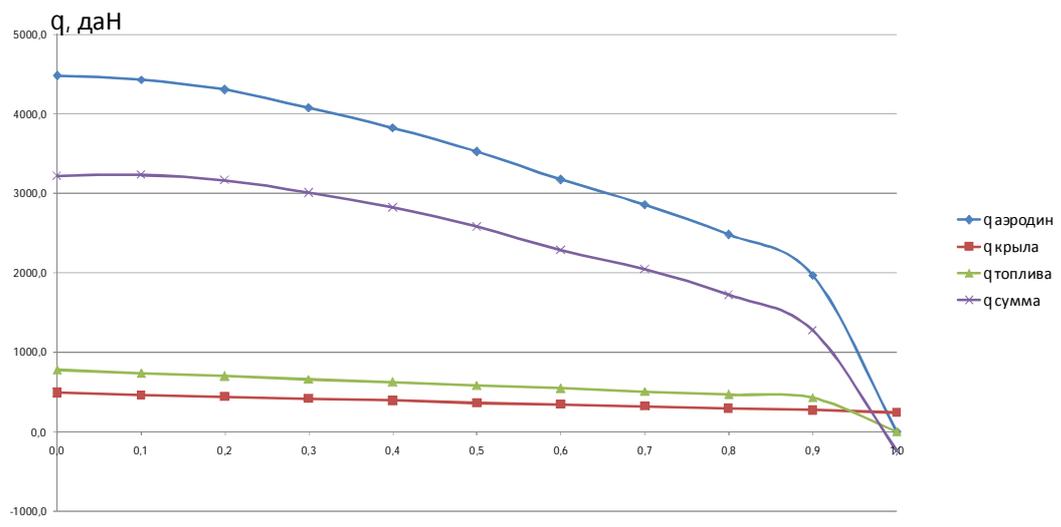
$$q^p_{\Sigma} = q^p_{\text{аэп}} - q^p_{\text{кр}} - q^p_{\text{T}} \text{ [даН/м]}$$

Расчёты выполняются 11 раз и вводятся в таблицу.

Результаты расчетов

№сеч	$\bar{Z} = \frac{2Z}{L_{кр}}$	$\bar{\Gamma}_{пл}$	$\Delta\bar{\Gamma}_{45^0}$	$\Delta\bar{\Gamma}_{стр}$	$\bar{\Gamma}_{\Sigma}$	$b_{сечи}$	$b_{бак.сечи}$
	-	-	-	-	-	м	м
0	0	1,3435	-0,30	0	1,3435	3,48	2,018
1	0,1	1,3298	-0,23	0	1,3298	3,3058	1,917
2	0,2	1,2908	-0,15	0	1,2908	3,1316	1,816
3	0,3	1,2228	-0,08	0	1,2228	2,9574	1,715
4	0,4	1,1484	0,00	0	1,1484	2,7832	1,614
5	0,5	1,0570	0,05	0	1,0570	2,609	1,513
6	0,6	0,9511	0,10	0	0,9511	2,4348	1,412
7	0,7	0,8583	0,16	0	0,8583	2,2606	1,311
8	0,8	0,743	0,17	0	0,743	2,0864	1,21
9	0,9	0,590	0,15	0	0,590	1,9122	1,109
10	1,0	0		0	0	1,738	0

№сеч	$\bar{Z} = \frac{2Z}{L_{кр}}$	$q^p_{аэр}$	$q^p_{кр}$	q^p_T	q^p_{Σ}
	-	даН/м	даН/м	даН/м	даН/м
0	0	4474,8	486,0	773,8	3214,9
1	0,1	4429,2	461,7	735,1	3232,4
2	0,2	4299,3	437,4	696,4	3165,5
3	0,3	4072,8	413,0	657,6	3002,1
4	0,4	3825,0	388,7	618,9	2817,4
5	0,5	3520,5	364,4	580,2	2576,0
6	0,6	3167,8	340,1	541,4	2286,3
7	0,7	2858,7	315,7	502,7	2040,3
8	0,8	2474,7	291,4	463,9	1719,4
9	0,9	1965,1	267,1	425,2	1272,8
10	1,0	0	242,7	0	-242,7



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

**ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени ИСЛАМА КАРИМОВА**

ФАКУЛЬТЕТ ИНЖЕНЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Кафедра: «Техническая эксплуатация воздушных судов и оборудования»

САМОСТОЯТЕЛЬНАЯ РАБОТА

**по дисциплине: «АЭРОДИНАМИКА И
КОНСТРУКЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

ТЕМЫ РЕФЕРАТОВ

1. Вихрь. Вихревая линия, вихревая трубка, вихревая нить или шнур.
2. Аэродинамические и геометрические характеристики самолёта.
3. Аэродинамические и геометрические характеристики оперений.
4. Аэродинамические и геометрические характеристики фюзеляжа.
5. Аэродинамические и геометрические характеристики верталетов.
6. Продольная и боковая статическая устойчивость самолёта.
7. Принципы полёта летательных аппаратов. Аппараты с воздушной подушкой, экранопланы, вертолёт, ракеты.
8. Нагружение конструкции самолёта под действием температура.
9. Механизм уборки-выпуска шасси.
10. Авиационные материалы применяемые в конструкциях современных самолетов.
11. Виды течений жидкостей и газа.
12. Пограничный слой и его отрыв.
13. Сопротивление самолета.
14. Метод тяг и мощностей.
15. Статическая устойчивость.
16. Динамическая устойчивость
17. Механизация крыла. Ее предназначение, конструкция.
18. Управление механизацией.
19. Система управления самолетом.

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

**ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени ИСЛАМА КАРИМОВА**

ФАКУЛЬТЕТ ИНЖЕНЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Кафедра: «Техническая эксплуатация воздушных судов и оборудования»

ГЛОССАРИЙ

**по дисциплине: «АЭРОДИНАМИКА И
КОНСТРУКЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

Авиационный комплекс (АК) представляет собой функционально взаимосвязанную совокупность самолетов и технических устройств систем управления и обеспечения, управляемых людьми, предназначенную для выполнения задач, определяемых назначением самолетов, находящихся в основе АК.

Амортизация шасси – предназначен, для поглощения и рассеивания энергии ударов при посадке и движении самолета по неровному аэродрому для уменьшения действующих на него нагрузок.

Атмосфера - воздушная оболочка земного шара, радиус которой принимают равным 2 500 км.

Балансировка самолета – состояние самолета, при котором моменты, действующие на него, в своей сумме равняются нулю.

Балочный фюзеляж - фюзеляж состоящая из тонкостенной работающей замкнутой оболочки и подкрепляющего ее каркаса. Различают балочно-лонжеронные, балочно-стрингерные и балочно-обшивочные фюзеляжи.

Боковая устойчивость – свойство самолета сохранять заданное боковое невозмущенное движение без вмешательства пилота, уничтожать приращения параметров, характеризующих боковое движение и образовавшихся в результате воздействия возмущений.

Вертикальное оперение (ВО) - аэродинамическая поверхность для обеспечения путевой устойчивости и управляемости самолета.

Военные самолеты - предназначены для выполнения различных боевых задач, уничтожение воздушных целей (истребительная авиация), уничтожение цели в тылу противника (бомбардировочная авиация). Военные самолеты используются в ВВС, в авиации ВМФ и ПВО.

Возмущение - изменение давления, плотности и других параметров газового потока, вызванное движением твердого тела.

Вращательное движение ЛА – это его движение относительно центра масс.

Вязкость – способность жидкостей и газов сопротивляться усилиям сдвига.

Гасители подъемной силы (тормозные щитки) и интерцепторы - подвижные части крыла в виде профилированных щитков (пластин), расположенные на верхней поверхности крыла впереди закрылков и служащие для управления подъемной силой.

Горизонтальное оперение (ГО) – аэродинамическая поверхность для обеспечения продольной устойчивости и управляемости самолета

Грузовая кабина – кабина, для размещения перевозимых грузов, средств их погрузки выгрузки, швартовки и т.д.

Давление - нормальная составляющая силы, действующей на поверхность и отнесенной к единице площади.

Дальность полета - расстояние по горизонтали, проходимое самолетом при израсходовании определенного запаса топлива.

Длина разбега L_p - расстояние, проходимое самолетом с момента старта на линии старта до момента его отрыва от ВПП.

Закрылок - профилированная подвижная часть крыла, расположенная в его хвостовой части и отклоняемая вниз для увеличения подъемной силы крыла

Идеальная жидкость (газ) - жидкость (газ) в котором, вязкость равна нулю ($\mu=0$, $\nu=0$).

Кабина экипажа – кабина, для размещения членов экипажа (их рабочих мест), командных постов управления самолетом, рычагов управления двигателями, рукояток и

кранов управления различными агрегатами системами самолета, а также средств контроля за их работой;

Кессонное крыло - крыло, в котором изгибающий момент воспринимается в основном обшивкой совместно с подкрепляющими ее стрингерами или гофром.

Крыло - несущая поверхность самолёта, предназначенная для создания аэродинамической подъёмной силы, необходимой для обеспечения полёта и маневров самолёта на всех режимах, предусмотренных тактико-техническими требованиями. Крыло обеспечивает поперечную устойчивость и управляемость самолета, а также может быть использовано для крепления шасси, двигателей, размещения топлива, вооружения и т.п.

Ламинарное течение - слоистое, *lamino* – слой, латинское слово. Ламинарное течение характеризуется тем, что каждая частица *m* потока движется вдоль плавно изменяющейся траектории, в результате чего образуются слои, где процесс обмена между слоями происходит на молекулярном уровне, а перемешивание частиц отсутствует.

Линией тока - называется линия, касательная, в каждой точке которой совпадает с вектором скорости частицы жидкости в этой точке.

Лонжероны — продольные балки, состоящие из стенок и поясов. Пояса воспринимают изгибающий момент крыла, работая на растяжение и сжатие, стенки, подкрепленные стойками, воспринимают поперечную силу и могут участвовать в восприятии крутящего момента, замыкая контур крыла и работая в обоих этих случаях на сдвиг.

Лонжеронное крыло - крыло, в котором изгибающий момент воспринимается в основном поясами лонжеронов.

Массовая плотность – количество массы в единице объема газа.

Метод Лагранжа: рассматривается движение каждой частицы жидкости или газа.

Метод Эйлера: рассматривает, что происходит с текущей жидкостью или газом в каждой точке пространства в данный момент времени.

Механизация крыла - представляет собой систему устройств (закрылков, щитков, предкрылков и др.), предназначенных для управления подъемной силой и сопротивлением самолета главным образом для улучшения его ВПХ.

Набор высоты – движение ЛА по траектории наклонной к плоскости горизонта под положительным углом наклона траектории θ ($\theta > 0$).

Обшивка - образует поверхность крыла, придает ему обтекаемую в соответствии с выбранным профилем форму, непосредственно воспринимает аэродинамическую нагрузку и передает ее на элементы продольного и поперечного набора крыла, работает на сдвиг от кручения крыла, принимает участие в восприятии изгибающего момента *M*, работая при этом вместе со стрингерами на растяжение или сжатие.

Оперение - это несущие поверхности, являющиеся органами устойчивости и управляемости самолета. Оно состоит из горизонтального и вертикального оперения.

Пассажирская кабина – кабина, для размещения пассажиров (пассажирских кресел) и необходимых бытовых помещений (буфетов, гардеробов, туалетов), а также помещений для багажа;

Перегрузка - отношение равнодействующих всех поверхностных сил $\bar{R}_{пов}$ к весу самолета *G*.

Пограничный слой - образуемая пристеночный тонкий слой жидкости (газа) определенной толщины. Он характеризует влияние вязкости на обтекание тела и определяет сопротивление трения и давления, аэродинамический нагрев, подъемную силу и т. д.

Посадка самолета – это такое неустановившееся движение самолета, в процессе которого самолет переводится из управляемого полета в стояночное положение путем торможения скорости до нуля и потери некоторой высоты H_{noc} на границе ВПП.

Поступательное движение ЛА – это движение его центра масс (центра тяжести), т. е. материальной точки, в которой сосредоточена вся масса ЛА. **Предкрылки** - профилированная подвижная часть крыла, расположенная в носовой его части. При выпуске предкрылков в полете между ними и носовой частью крыла образуется профилированная щель, обеспечивающая более устойчивое обтекание крыла на больших углах атаки.

Продолжительность полета - время, в течение которого выполняется полет на дальность.

Продольная устойчивость – свойство самолета сохранять без вмешательства пилота заданное продольное невозмущенное движение, или это свойство самолета уничтожить приращения параметров, характеризующих продольное движение, и образовавшихся в результате воздействия возмущения.

Равновесие самолета – это такое его состояние, при котором все силы и моменты, действующие на него, в своей сумме равняются нулю.

Разбег самолета – это неустановившееся движение самолета по земле. Он предназначен для изменения скорости движения от нуля до скорости отрыва.

Самолет - это летательный аппарат (ЛА) тяжелее воздуха с аэродинамическим принципом полета.

Самолеты гражданской авиации (ГА) - предназначены для перевозки пассажиров, грузов, почты и обслуживание некоторых отраслей народного хозяйства.

Сжимаемость – способность газа изменять свой объём, а, следовательно, и плотность при внешнем на него воздействии или изменении температуры.

Скачки уплотнения. В газе скачки уплотнения можно представить как поверхности сильного разрыва, на которых функции газодинамических величин терпят разрыв. Образование скачков уплотнения является результатом наложений слабых возмущений. Скачки уплотнения возникают при взрывах или движении тел в газе со сверхзвуковой скоростью, например при полете самолетов, снарядов и др.

Скоростная система координат $Ox_a Y_a Z_a$ – система осей координат, начало которой совпадает с центром масс самолета.

Скорость отрыва $V_{отр}$ – это скорость самолета в момент отрыва его от поверхности ВПП.

Снижение – движение ЛА по траектории, наклоненной под отрицательным углом θ .

Снижение по глиссаде – это установившийся прямолинейный полет, т. е. с постоянной скоростью V_{zn} и постоянным углом наклона траектории $\theta_{сн}$.

Стандартная атмосфера (СА) – условная атмосфера, в которой распределение давления рассчитывается при определенных предположениях о распределении температуры по вертикали. Она является единым условным законом изменения давления, температуры и плотности воздуха по высоте, отсчитываемой от среднего уровня моря ($H=0$).

Статическая устойчивость – свойство стремления самолета сохранять заданное невозмущенное движение, его тенденция возвращаться к исходному невозмущенному движению без вмешательства пилота после воздействия возмущений.

Стрингеры — продольные элементы, подкрепляющие обшивку. Они нагружаются осевыми усилиями от изгибающего момента крыла и поперечными силами от местной воздушной нагрузки.

Струйка - жидкость (газ), внутри трубки тока.

Температура - является количественной характеристикой интенсивности молекулярного движения в газе.

Техническая дальность – расстояние, которое может преодолеть самолет при полной выработке топлива к моменту посадки.

Траекторная система координат $Ox_k Y_k Z_k$ – система координат, начало отсчета которой находится в центре масс самолета.

Трубка тока – трубка, образованная линиями тока, проходящими через каждую точку замкнутого контура.

Турбулентное течение - беспорядочное, бурное, *turbo* – бурный, латинское слово. Турбулентное или бурное возмущенное течение характеризуется тем, что мгновенное значение скорости и давления испытывают нерегулярные пульсации, наблюдаются поперечные перемещения не только молекул, но и частиц.

Угол атаки тряски - угол атаки, на котором из-за срыва воздушного потока возникает вибрация и тряска.

Угол крена γ – угол между вертикальной плоскостью OxY_g , содержащей продольную ось, и плоскостью вертикальной симметрии самолета OxY .

Угол рыскания ψ – угол между проекцией продольной оси Ox на горизонтальную плоскость $Ox_g Z_g$ и осью Ox_g земной системы координат, т. е. принятым направлением.

Угол скольжения β – угол между плоскостью вертикальной симметрии самолета OxY и вектором линейной скорости \vec{V} .

Угол тангажа ν – угол между продольной осью Ox и горизонтальной плоскостью (плоскостью местного горизонта) $Ox_g Z_g$.

Устойчивость – свойство самолета сохранять заданное невозмущенное движение (режим полета, т. е. скорость, высоту, перегрузку, направление полета и т. д.) без вмешательства пилота.

Фюзеляж самолета - предназначен для размещения экипажа, оборудования и целевой нагрузки. В фюзеляже может размещаться топливо, шасси, двигатели. Являясь строительной основой конструкции самолета, он объединяет в силовом отношении в единое целое все его части.

Фюзеляж ферменной конструкции – это фюзеляж представляющая собой пространственные фермы, состоящие из двух вертикальных (боковых) и двух горизонтальных (верхней и нижней) ферм, элементы которых (стержни) работают на растяжение-сжатие, а обшивка - на местную воздушную нагрузку.

Шасси - система опор, необходимых для взлета, посадки, передвижения и стоянки самолета на земле, палубе корабля или воде.

Щиток - подвижная часть нижней поверхности крыла у его задней кромки, отклоняемая вниз для увеличения подъемной силы крыла и его сопротивления.

Элероны — подвижные части крыла, расположенные у задней кромки крыла на его концах и отклоняемые одновременно в противоположные стороны (один элерон - вверх, другой элерон - вниз) для создания крена. Они предназначены для управления самолетом относительно его продольной оси X .

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

**ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени ИСЛАМА КАРИМОВА**

ФАКУЛЬТЕТ ИНЖЕНЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Кафедра: «Техническая эксплуатация воздушных судов и оборудования»

УЧЕБНАЯ ПРОГРАММА

**по дисциплине: «АЭРОДИНАМИКА И
КОНСТРУКЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

ЎЗБЕКИСТОН РЕСПУБЛИКАСИ
ОЛИЙ ВА ЎРТА МАХСУС ТАЪЛИМ ВАЗИРЛИГИ

Рўйхатга олинди:
№ БД – 5620200 – 3.07
201__ йил _____

Олий ва ўрта махсус таълим вазирлиги

201__ йил “__” _____

АЭРОДИНАМИКА ВА УЧИШ АППАРАТЛАРИНИИГ ТУЗИЛИШИ

Ф А Н Д А С Т У Р И

Билим соҳаси: 600000 – “Хизматлар”

Таълим соҳаси: 620000 – “Транспорт”

Таълим йўналиши: 5620200 – “Ҳаводаги ҳаракатни бошқариш”

Тошкент – 201_

Ўзбекистон Республикаси Олий ва ўрта махсус таълим вазирлигининг

201_ йил “___” _____даги “___” -сонли буйруғининг ___-иловаси билан фан дастури рўйхати тасдиқланган.

Фан дастури Олий ва ўрта махсус, касб-хунар таълими йўналишлари бўйича Ўқув-услубий бирлашмалар фаолиятини Мувофиқлаштирувчи Кенгашининг 201_ йил “___” _____даги ___ - сонли баённомаси билан маъқулланган.

Фан дастури Ислом Каримов номидаги Тошкент давлат техника университетида ишлаб чиқилди.

Тузувчилар:

Д.Т. Алиакбаров – ТДТУ, “Ҳаво кемалари ва жиҳозларининг техник эксплуатацияси” кафедраси катта ўқитувчиси.

Қ.А. Рахимқориев – ТДТУ, “Ҳаво кемалари ва жиҳозларининг техник эксплуатацияси” кафедраси катта ўқитувчиси.

Такризчилар:

Н.А. Абдужабаров – ТошДТУ ҳузуридаги Педагог кадрларни қайта тайёрлаш ва уларнинг малакасини ошириш тармоқ маркази директори, т.ф.н.

А.М. Абдувалиев – Ўзбекистон авиация ходимлари касаба уюшмаси Республика Кенгаши раиси ўринбосари.

Фан дастури Тошкент давлат техника университети Кенгашида кўриб чиқилган ва тавсия қилинган (201__ йил «_____» _____даги «___» - сонли баённома).

I. Ўқув фанининг долзарблиги ва олий касбий таълимдаги ўрни

Янги яратилаётган авиация техникасига тобора лойиҳалаш, ишлаб чиқариш ва фойдаланиш бўйича талаблар ортиб бормоқда. Шу талабларга биноан авиация соҳасида мутахассислар тайёрлашга ҳам талаб ортиб бормоқда. Олий таълим муассасаси талабага етарли даражада Учиш аппаратлари (УА) аэродинамикаси, парвоз динамикаси ва тузилиши ҳақида маълумот бериши керак. Бу эса талабанинг келажакдаги касбида ўз ишига масъулият билан ёндошишга кўмаклашади.

“Аэродинамика ва учиш аппаратларининг тузилиши” фани умумкасбий фанлар блокига киритилган курс ҳисобланиб, 2-курсда ўқитилиши мақсадга мувофиқ. “Аэродинамика ва учиш аппаратларининг тузилиши” фани умумкасбий фанлар туркумига киради. Мазкур фан бошқа мутахассислик фанларга назарий ва услубий асос бўлиб хизмат қилади.

II. Ўқув фанининг мақсади ва вазифаси

“Аэродинамика ва учиш аппаратларининг тузилиши” фани талабаларга ҳар хил ҳолатдаги суюқлик ва газ муҳитларининг қаттиқ жисмлар билан ўзаро таъсири, учиш аппаратларининг парвози, учиш аппаратларининг кутилаётган ишлатиш шароитларидаги асосий тушунчалар, қонуниятлар ва аэродинамик тавсифларини аниқлаш усулларини ёритиш, самолёт ва самолёт йиғув бирикмалари (агрегатлари)нинг вазифалари, ташқи шакллари, параметрлари, уларга таъсир қилувчи кучлар ва уларнинг юкланиш остида ишлашлари, йиғув бирикмаларининг конструктив-куч схемалари, уларнинг тахлили ва солиштирма баҳоланиши бўйича зарур назарий ва амалий билимларни бериши керак.

Фанни ўқитишдан мақсад – УА аэродинамикаси ва парвоз динамикасининг назарий асосларини, УАларининг парвоз тавсифларини, бошқарув органларига таъсир этувчи куч ва моментларни, мураккаб парвоз ҳолатларини, УАлари (самолётлар) турлари, таснифи ва тузилишини ўрганишдан иборат.

Фан бўйича талабаларнинг билим, кўникма ва малакаларига қуйидаги талаблар қўйилади. Талаба:

- УАларини ишлатиш шароитларининг асосий тушунчалари, бошқарувчи ва ташувчи юзалари, қонуниятларини ва аэродинамик тавсифларини аниқлаш усуллари, парвоз пайтидаги ҳолатлари, учиш траекториялари ва режимлари, барқарорлик ва бошқарувчанлик, суюқлик ва газларнинг физик ҳоссалари, Мах (М) сонининг тушунчаси, оқимлар тури, чегаравий қатлам, аэродинамик коэффициентлар, самолёт ва бошқа УАлари, самолётнинг структуравий

схемаси ва таснифи, УАларининг асосий агрегатлари ва уларнинг вазифалари, самолётга парвоз пайтида таъсир қиладиган кучлар, агрегат конструкция элементлари ва уларнинг юкланиш остида ишлаши, йиғув бирикмаларининг конструктив-куч схемалари **ҳақида тасаввурга эга бўлиши;**

- газ муҳити ҳаракатини таҳлил қилишнинг тамойилларини, ҳаракатдаги жисмга таъсир этадиган аэродинамик куч ва моментларни пайдо бўлиш табиатини ва ҳисоблаш усулларини, УАларининг аэродинамик тавсифларини аниқлаш усулларини, УАлари ҳаракатининг асосий тенгламаларини, самолёт ва унинг йиғув бирликлари (агрегатлари) вазифалари, ташқи шакллари ва параметрларини, конструкция элементларига таъсир этувчи юкланишлар ва уларни юкланиш остида ишлашини, конструкция элементлари ва узелларининг вазифаларини, самолёт йиғув бирликларини конструктив-куч схемалари, уларнинг таҳлили ва фарқланишини **билиши ва улардан фойдалана олиши;**

- самолётнинг аэродинамик характеристикаларини ҳисоблаш, парвоз характеристикаларини ҳисоблаш, самолёт полярасини қуриш ва аэродинамик сифатини аниқлаш, парвоз ҳамда кўтарилиш-қўниш параметрларини ҳисоблаш, УА конструкцияси элементлари учун материал танлаш, учишнинг турли режимлари учун ортиқча юкланишни аниқлаш, учиш жараёнида УАга таъсир этувчи юкланишларни ҳисоблаш, йиғув бирликларнинг турли конструктив-куч схемаларини фарқлаш **қўникмаларига эга бўлиши керак.**

III. Асосий назарий қисм (маъруза машғулотлари)

1-Модул. Учиш аппаратлари аэродинамикаси асослари

1-мавзу. “Аэродинамика ва учиш аппаратларининг тузилиши” фанига кириш

Самолёт ва бошқа учиш аппаратлари ҳақида умумий тушунчалар. Самолётнинг структуравий схемаси. Самолётларни таснифлаш (вазифасига бўйича, аэродинамик схемаси бўйича, конструктив белгиларига кўра).

Аэродинамиканинг назарий асослари. Асосий тушунчалар, атамалар ва таърифлар. Суюқлик ва газларнинг асосий физик хусусиятлари. Стандарт атмосфера. Қовушқоқлик, товуш тезлиги, Мах сони. Суюқлик ва газларнинг ҳаракатини ўрганиш усуллари.

2-мавзу. Суюқликлар ва газларнинг кинематикаси ва динамикаси

Суюқликлар ва газларнинг кинематикаси: оқимлар тури. Оқим тезлиги (Коши-Гельмгольц теремаси). Суюқлик зарачаларининг илгариланма ҳаракати: оқим (ток) чизиғи, оқим (ток) найчаси, оқимча (струйка). Ток чизиғи тенгламаси. Узлуксизлик тенгламаси.

Суюқликлар ва газларнинг динамикаси: Эйлер тенгламаси, Бернулли интегралли.

3-мавзу. Аэрогазодинамика

Сиқилувчан газ оқимининг жисмлардан оқиб ўтиши. Кучли ва кучсиз тўзишлар (возмущения). Зичлик сакрамалари. Қайишқок сиқилмас оқимнинг ($M \leq M_{кр}$) жисмдан оқиб ўтиши. Оқимнинг икки режими: ламинар ва турбулент оқим. Чегаравий қатлам. Ре критик сони. Эгри чизиқли юзадан оқимнинг оқиб ўтиши. Чегаравий қатламни юзадан ажралиб кетиши. Профил ва қанотнинг геометрик тавсифлари. Самолётнинг аэродинамик тавсифлари. Поляралар.

2-Модуль. Парвоз динамикаси асослари

4-мавзу. Самолёт траектория ҳаракати.

Асосий тушунчалар, атамалар, таърифлар. Координата тизимлари. Учиш аппаратлари ҳаракати тенгламаси: ўрнатилган горизонтал парвоз, ўрнатилган баландлик олиш, ўрнатилган пасайиш. Жуковскийнинг тортиш кучи усули. Самолётнинг парвози узоқлиги ва давомийлиги. Ҳаво кемасининг кўтарилиши ва кўниши.

5-мавзу. Самолётнинг турғунлиги ва бошқарувчанлиги.

Учиш аппаратларининг турғунлиги ва бошқарувчанлиги тўғрисида асосий фаразлар. Статик ва динамик турғунликлар. Учиш аппаратлари мувозанати.

3-Модуль. Учиш аппаратларининг тузилиши

6-мавзу. Самолётлар ҳақида умумий маълумотлар. Самолётга таъсир қилувчи кучлар

Самолётларнинг таснифи. самолётга таъсир қилувчи кучлар, ортиқча юкланиш тушунчаси, ҳисобий юкланишлар, хавфсизлик коэффициенти, самолётнинг мустаҳкамлик меъёрлари.

7-мавзу. Самолёт қаноти

Қанотнинг ташқи шакллари. Қанотга таъсир қилувчи кучлар, кўндаланг куч, эгувчи ва буровчи моментларнинг эпюралари. Қанотнинг асосий конструктив элементлари ва уларнинг вазифалари. Қанотнинг конструктив-куч схемалари. Самолёт қанотининг ҳаракатланувчи қисмлари, қанот механизацияси турлари. Элеронлар.

8-мавзу. Мувозанатловчи аэродинамик юзалар. Фюзеляж

Самолётнинг мувозанатловчи аэродинамик юзалари турлари, схемалари ва вазифалари, мувозанатловчи аэродинамик юзаларни юкланиш остида ишлаши.

Самолёт фюзеляжи, унинг вазифаси. Фюзеляжга таъсир қилувчи кучлар, кўндаланг куч, эгувчи ва буровчи моментлар эпюралари. Фюзеляжнинг асосий конструктив-куч схемалари. Фюзеляжнинг асосий куч элементлари вазифаси ва конструкцияси, уларнинг ўзаро бириктирилиши. Фюзеляж гермокабиналари.

9-мавзу. Самолёт шассиси. Самолётни бошқариш тизими

Шасси вазифаси, шасси параметрлари, шассига таъсир қилувчи кучлар ва шассининг юкланиш остида ишлаши. Самолёт таянчлари - шасси конструкцияси элементлари ва уларнинг вазифаси. Шассининг конструктив-куч схемалари. Таянч элементлари. Шасси амортизацияси. Самолётни бошқариш тизими вазифаси. Турли хилдаги бошқарув постларининг ва бошқаришни узатиш элементларининг конструкциялари.

IV. Амалий машғулотлар бўйича кўрсатма ва тавсиялар

Амалий машғулотлар учун қуйидаги мавзулар тавсия этилади:

1. Суюқлик ва газларнинг илгариланма ҳаракати. Оқим чизиғи тенгламаси.
2. Суюқлик ва газларнинг динамикаси. Бернулли интеграллари.
3. Парвознинг турли ҳолатлари: горизонтал парвоз, кўтарилиш ва кўниш жараёни. Самолётнинг учиш-кўниш тавсифлари.
4. Самолётга парвоз пайтида таъсир қилувчи кучлар, самолёт парвозининг турли ҳолатларида ортиқча юкланганликни ҳисоблаш.
5. Самолёт қанотига таъсир қилувчи кучлар ва юкланиш остида ишлаши, конструкцияси ва конструктив-куч схемалари.

Амалий машғулотлар талабалар томонидан маъруза машғулотларида олинган назарий билимларни мустақамлашга қаратилган. Амалий машғулотлар компьютерлар билан жиғозланган махсус хоналарда ўтказилиши тавсия этилади. Амалий машғулотларни бажаришда учиш аппаратлари аэродинамикаси, тузилиши ва парвоз динамикасига бағишланган видеороликлар, тарқатма материаллар ва махсус компьютер дастурларидан фойдаланишлари тавсия этилади.

V. Лаборатория ишлари бўйича кўрсатма ва тавсиялар

Лаборатория ишлари учун қуйидаги мавзулар тавсия этилади:

1. Самолётларни вазифаси, аэродинамика схемалари ва конструктив белгиларига кўра таснифлаш (хорижда ишлаб чиқарилган самолётлар мисолида).

2. Аэродинамиканинг назарий асослари. Аэродинамик қувурнинг ишчи қисмидаги тезлик босимлар майдонини тажрибавий йўл билан ўрганиш.

3. Махсус найчали шар ёрдамида аэродинамик қувурнинг ишчи қисмидаги оқимнинг бошланғич турбулентлик даражасини аниқлаш.

4. Ҳар хил хужум бурчагида босимнинг профиль сирти бўйлаб тарқалишини тадқиқ қилиш.

5. Қанот конструкцияларини ўрганиш.

6. Қанот механизацияси.

7. Горизонтал ва вертикал мувозанатловчи қанотчалар (аэродинамик юзалар) конструкцияларини ўрганиш.

8. Фюзеляж конструкцияларини ўрганиш.

9. Герметик кабиналарни ўрганиш.

10. Шасси конструкцияларини ўрганиш.

11. Самолёт шассисини йиғиш-тушириш механизми. Амортизация тизими.

12. Самолётни бошқарув тизими конструкциясини ўрганиш.

Лаборатория машғулотлари талабалар томонидан маъруза машғулотларида олинган назарий билимларни мустаҳкамлашга қаратилган. Лаборатория машғулотлари кўргазмали қуроллар билан таъминланган махсус хоналарда (аэродинамик қувур, гидроканал каби ускуналар ва самолёт қисмлари мавжуд хоналарда) ўтказилиши тавсия этилади. Лаборатория машғулотларини бажаришда учиш аппаратлари аэродинамикаси, тузилиши ва парвоз динамикасига бағишланган видеороликлардан фойдаланиш билан тўлдириб бориш тавсия этилади.

VI. Мустақил таълим ва мустақил ишлар

Мустақил таълим учун тавсия этиладиган мавзулар:

1. Гирдоб. Гирдоб чизиғи, гирдоб найчаси, гирдоб ипи ёки арқони.

2. Самолёт қанотининг аэродинамик ва геометрик тавсифлари.

3. Мувозанатловчи аэродинамик юзаларнинг аэродинамик ва геометрик тавсифлари.

4. Самолёт фюзеляжининг аэродинамик ва геометрик тавсифлари.

5. Вертолётнинг аэродинамик ва геометрик тавсифлари.

6. Самолётнинг бўйлама ва ён статик барқарорлиги.

7. Учиш аппаратлари парвози принциплари. Ҳаво ёстиғли аппаратлар, экранопланлар, вертолётлар, ракетаалар.

8. Самолёт конструкцияларининг харорат таъсирида юкланиши.

9. Самолёт шассисини йиғиш-тушириш механизми.

10. Замонавий самолёт конструкцияларида қўлланиладиган авиация материаллари.

Мустақил таълим мавзуларини танлашда талабанинг аввал ўзлаштирилган фанлари ва «Аэродинамика ва учиш аппаратларини тузилиши» фанида олинган билимларини инобатга олган ҳолда тақсимланиши тавсия қилинади.

Маъруза, лаборатория ва амалий машғулотларда олинган билимларни чуқурлаштириш ва мустаҳкамлаш мақсадида ўқув, услубий ва илмий адабиётлар билан ишлаш.

Ўқитувчи назорати (рахбарлиги) остида ўқув дастурида кўзда тутилган мавзуларнинг маълум қисмини мустақил равишда ўзлаштириш.

Фан бўйича курс ишини бажариш, амалий ва лаборатория машғулотларига тайёргарлик.

«Интернет» тармоғи ҳамда мунтазам чоп этиладиган ахборот манбалари бўйича учиш аппаратлари аэродинамикаси ва тузилиши соҳасида энг янги илғор ютуқларни излаш ва ўрганиш.

Лаборатория ва амалий машғулотлар ҳамда курс иши бўйича ҳисоботларни топширишга тайёргарлик кўриш. Оралиқ ва якуний рейтинг назоратларига тайёргарлик.

Фан бўйича курс иши. Курс ишини ташкил қилишдан мақсад – олинган назарий билимларни мустаҳкамлаб самолётнинг аэродинамик ва парвоз характеристикаларини ҳисоблаш кўникмаларига эга бўлиш.

Курс ишида берилган самолётнинг ташқи қиёфа шакли ва асосий характеристикаларига биноан унинг аэродинамик кўрсаткичлари ҳисобланади ва поляраси қурилади, горизонтал парвоз ҳамда ердан кўтарилиш ва кўниш кўрсаткичлари аниқланади.

Курс иши бўйича ҳисоблаш-тушунтириш ёзилмаси 20-25 варақдан иборат, ЕСКД талабларига мос бажарилган матнни ўз ичига олади.

Курс иши фан мавзуларига тааллуқли масалалар юзасидан талабаларга якка тартибда тегишли топшириқ шаклида берилади. Курс ишининг ҳажми, расмийлаштириш шакли, баҳолаш мезонлари ишчи фан дастурида ва кафедра томонидан белгиланади. Курс ишини бажариш талабаларда фанга оид билим, кўникма ва малакаларни шакллантиришга хизмат қилиши керак.

Курс иши учун мавзу сифатида самолёт номлари берилади, масалан, Ту-214, А300, А310, А-320, Б-747, Б-757, Б-767, Б-777, Ил 76 ва ҳакозо.

VII. Асосий ва қўшимча ўқув адабиётлар ҳамда ахборот манбаалари

Асосий адабиётлар

1. Houghton E.L., Carpenter P.W., Steven H. Coolicott., Daniel T. Valentine. Aerodynamics for Engineering Students. Oxford. Butterworth-Heinemann, 2013. – 717 p.
2. Wayne Durham. Aircraft flight dynamics and control. Virginia polytechnic institute and State university. John Wiley & Sons ltd., 2015. – 286 p.
3. Tapan K. Sengupta. Theoretical and Computational Aerodynamics. IT Kanpur, India, 2015. – 517 p.
4. Snorri Gudmundsson. General aviation aircraft design: Applied methods and procedures. Butterworth-Heinemann, Elsevier Inc, USA, 2014.–1029p.
5. Житомирский Г.И. «Конструкция самолётов». Москва: изд. Машиностроение. 2005 г. – 416 с.
6. Ермакова Л.С., Кукин А.А., Когай Е.В. Основы аэродинамики и динамики полета летательных аппаратов. Т.: Фан ва технология, 2015. – 379 с.
7. Ефимов В.В. Основы авиации. Часть I. Основы аэродинамики и динамики полета летательных аппаратов. Учебное пособие. –М.: МГТУ ГА, 2003. – 64 с.

Қўшимча адабиётлар

8. Мирзиёев Ш.М. Эркин ва фаровон, демократик Ўзбекистон давлатини биргаликда барпо этамиз. Ўзбекистон Республикаси Президентининг лавозимига киришиш тантанали маросимига бағишланган Олий Мажлис палаталарининг қўшма мажлисидаги нутқи. –Т.: “Ўзбекистон” НМИУ, 2016. – 56 б.
9. Мирзиёев Ш.М. Қонун устуворлиги ва инсон манфаатларини таъминлаш – юрт таракқиёти ва халқ фаровонлигининг гарови. Ўзбекистон Республикаси Конституцияси қабул қилинганининг 24 йиллигига бағишланган тантанали маросимдаги маъруза 2016 йил 7 декабрь. – Т.: “Ўзбекистон” НМИУ, 2016. – 48б.
10. Мирзиёев Ш.М. Буюк келажагимизни мард ва олижаноб халқимиз билан бирга курамиз. - Т.: “Ўзбекистон” НМИУ, 2017. – 488 б.
11. Ўзбекистон Республкасини янада ривожлантириш бўйича Ҳаракатлар стратегияси тўғрисида. - Т.:2017 йил 7 февраль, ПФ-4947-сонли Фармони.
12. Прандтль Л. «Гидроаэромеханика». Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2000. – 576 с.
13. Основы аэродинамики и динамики полета. Учебное пособие. Рига, 2010 г. – 105 с.

14. Богословский С.В. «Физические свойства газов и жидкостей» Учебное пособие. СПбГУАП. СПб., 2001. – 73 с.

15. Лаврухин Г.Н. «Аэрогазодинамика реактивных сопел». Т. I. Внутренние характеристики сопел. – М.: Наука. ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 376 с.

16. Шашкин А.П. «Основы прикладной газодинамики». Учебное пособие. Новосибирск. НГТУ, 2001 г. – 91 с.

Интернет сайтлари

17. www.gov.uz – Ўзбекистон Республикаси ҳукумат портали.

18. www.lex.uz – Ўзбекистон Республикаси Қонун ҳужжатлари маълумотлари миллий базаси.

19. www.cofe.ru/avia – Полная энциклопедия мировой авиации: самолёты и вертолёты XX столетия.

20. www.ziyonet.uz – Таълим портали.

21. www.mati.ru – сайт Российского государственного технологического университета им.К.Э.Циолковского.

22. www.airwar.ru – сайт “Уголок неба” – большая авиационная энциклопедия.

23. www.avion.ru – сайт Авиационной группы «Авион».

24. www.maks.ru – официальный сайт Международного авиационно-космического салона – МАКС.

25. www.uzairways.com – сайт НАК "Узбекистан хаво йуллари".

26. www.tsagi.ru – сайт Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н. Е. Жуковского

27. www.imec.msu.ru – сайт Научно исследовательского института механики МГУ им. М. В. Ломоносова

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

**ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени ИСЛАМА КАРИМОВА**

ФАКУЛЬТЕТ ИНЖЕНЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Кафедра: «Техническая эксплуатация воздушных судов и оборудования»

РАБОЧАЯ УЧЕБНАЯ ПРОГРАММА

**по дисциплине: «АЭРОДИНАМИКА И
КОНСТРУКЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

**ЎЗБЕКИСТОН RESPUBLIKASI OLIY VA ЎRTA
MAHSUS TA'LIM VAZIRLIGI**

Тошкент давлат техника университети

Рўйхатга олинди
№ БД-5620200-3.11
« 22 » 06 2018 йил

ТАСДИҚЛАЙМАН
Ўқув ишлари бўйича проректор
О.О. Зарипов
2018 йил



**“Аэродинамика ва учиш аппаратларининг тузилиши”
ФАНИ**

ИШЧИ ЎҚУВ ДАСТУРИ

Билим соҳаси: 600000 – “Хизматлар”

Таълим соҳаси: 620000 – “Транспорт”

Таълим йўналиши: 5620200 – “Хаводаги ҳаракатни бошқариш”

Талабанинг ўқув юкламаси, соат								Семестрлар, соат				
Умумий юклама хажми	Аудитория машғулоти							Мустақил иш	3			
	Жами	Маъруза	Амалий машғулот	Лабор.иши	Семинар	Курс иши						
128	72	36	10	26	-	КИ	56	4				

Тошкент – 2018

Ишчи ўқув дастур Ўзбекистон Республикаси Олий ва ўрта махсус таълим вазирлигида № БД-5620200-3.11 рақам билан рўйхатга олинган ва 201_ йил “__” _____ да _____ - сонли буйруқ билан тасдиқланган намунавий фан дастури асосида тузилган.

Тузувчилар:

Алиакбаров Дилмурод Тнишбаевич – “Ҳаво кемалари ва жихозларининг техник эксплуатацияси” кафедраси катта ўқитувчиси.

Рахимқориев Қахрамон Абдувахабович – “Ҳаво кемалари ва жихозларининг техник эксплуатацияси” кафедраси катта ўқитувчиси.

Ишчи ўқув дастури Мухандислик технологиялари факультетининг “Ҳаво кемалари ва жихозларининг техник эксплуатацияси” кафедраси мажлисида (2018 йил “__” _____, _____-сонли баённома) муҳокама этилди ва факультетнинг ўқув-услугий кенгашига тавсия этилди.

Кафедра мудирини _____ доц. Т.А. Сағдиев

Котиба _____ М.А. Махкамова

Дастур Мухандислик технологиялари факультетининг ўқув-услугий кенгашида кўриб чиқилди (2018 йил “13” 06 .12-сонли баённома) ва университетнинг Илмий-услугий кенгашига тасдиқлашга топширилди.

Ўқув-услугий кенгаш раисини _____ Л.С. Раҳимова

Котиба _____ П.Х. Расулева

Ишчи ўқув дастур университетнинг Илмий-услугий кенгашида кўриб чиқилди ва тасдиқланди (2018 йил “27” 06 9-сонли баённома).

Илмий-услугий кенгаш котибин _____ Н.Мамбетов

I. Фаннинг долзарблиги ва таълимдаги ўрни

Янги яратилаётган авиация техникасига тобора лойиҳалаш, ишлаб чиқариш ва фойдаланиш бўйича талаблар ортиб бормоқда. Шу талабларга биноан авиация соҳасида мутахассислар тайёрлашга ҳам талаб ортиб бормоқда. Олий таълим муассасаси талабага етарли даражада Учиш аппаратлари аэродинамикаси, парвоз динамикаси ва тузилиши ҳақида маълумот бериши керак. Бу эса талабанинг келажакдаги касбида ўз ишига масъулият билан ёндошишга кўмаклашади.

“Аэродинамика ва учиш аппаратларининг тузилиши” фани умумқасбий фанлар блокига киритилган курс ҳисобланиб, 2-курсада ўқитилиши мақсадга мувофиқ. “Аэродинамика ва учиш аппаратларининг тузилиши” фани умумқасбий фанлар туркумига киради. Мазкур фан бошқа мутахассислик фанларга назарий ва услубий асос бўлиб хизат қилади.

II. Фанининг мақсад ва вазифалари

“Аэродинамика ва учиш аппаратларининг тузилиши” фани талабаларга ҳар хил ҳолатдаги суюқлик ва газ муҳитларининг қаттиқ жисмлар билан ўзаро таъсири, учиш аппаратларининг парвози, учиш аппаратларининг кутилаётган ишлатиш шароитларидаги асосий тушунчалар, қонуниятлар ва аэродинамик тавсифларини аниқлаш усулларини ёритиш, самолёт ва самолёт йиғув бирикмалари (агрегатлари)нинг вазифалари, ташқи шакллари, параметрлари, уларга таъсир қилувчи кучлар ва уларнинг юкланиш остида ишлашлари, йиғув бирикмаларининг конструктив-куч схемалари, уларнинг тахлили ва солиштирма баҳоланиши бўйича зарур назарий ва амалий билимларни бериши керак.

Фанни ўқитишдан мақсад – УА аэродинамикаси ва парвоз динамикасининг назарий асосларини, УАларининг парвоз тавсифларини, бошқарув органларига таъсир этувчи куч ва моментларни, мураккаб парвоз ҳолатларини, УАлари (самолётлар) турлари, таснифи ва тузилишини ўрганишдан иборат.

Фан бўйича талабаларнинг билим, кўникма ва малакаларига қуйидаги талаблар қўйилади. Талаба:

- УАларини ишлатиш шароитларининг асосий тушунчалари, бошқарувчи ва ташувчи юзалари, қонуниятларини ва аэродинамик тавсифларини аниқлаш усуллари, парвоз пайтидаги ҳолатлари, учиш траекториялари ва режимлари, барқарорлик ва бошқарувчанлик, суюқлик ва газларнинг физик ҳоссалари, Мах (М) сонининг тушунчаси, оқимлар тури, чегаравий қатлам, аэродинамик коэффициентлар, самолёт ва бошқа УАлари, самолётнинг структуравий схемаси ва таснифи, УАларининг асосий агрегатлари ва уларнинг вазифалари, самолётга парвоз пайтида таъсир қиладиган кучлар, агрегат конструкция элементлари ва уларнинг юкланиш остида ишлаши, йиғув бирикмаларининг конструктив-куч схемалари **ҳақида тасаввурга эга бўлиши;**

- газ муҳити ҳаракатини таҳлил қилишнинг тамойилларини, ҳаракатдаги жисмга таъсир этадиган аэродинамик куч ва моментларни пайдо бўлиш

табиатини ва ҳисоблаш усуллари, УАларининг аэродинамик тавсифларини аниқлаш усуллари, УАлари ҳаракатининг асосий тенгламаларини, самолёт ва унинг йиғув бирликлари (агрегатлари) вазифалари, ташқи шакллари ва параметрларини, конструкция элементларига таъсир этувчи юкланишлар ва уларни юкланиш остида ишлашини, конструкция элементлари ва узелларининг вазифаларини, самолёт йиғув бирликларини конструктив-куч схемалари, уларнинг таҳлили ва фарқланишини **билиши ва улардан фойдалана олиши;**

- самолётнинг аэродинамик характеристикаларини ҳисоблаш, парвоз характеристикаларини ҳисоблаш, самолёт полярасини қуриш ва аэродинамик сифатини аниқлаш, парвоз ҳамда кўтарилиш-қўниш параметрларини ҳисоблаш, УА конструкцияси элементлари учун материал танлаш, учишнинг турли режимлари учун ортиқча юкланишни аниқлаш, учиш жараёнида УАга таъсир этувчи юкланишларни ҳисоблаш, йиғув бирликларнинг турли конструктив-куч схемаларини фарқлаш **қўникмаларига эга бўлиши керак.**

III. Асосий назарий қисм.

№ т/р	Мавзу (бўлим) номи	Ўқитиш шакллари бўйича ажратилган соат						Мустақил иш
		Умумий юклама	Аудитория машғулоти (соатларда)					
		Жаъми	Маъруза	Амалиёт машғулоти	Лаборатория машғулоти	Курсиши		
	Аэродинамика асослари	52	26	16	4	6	26	
1	“Аэродинамика ва учиш аппаратларининг тузилиши” фанига кириш	6	4	4			2	
2	Суюқликлар ва газларнинг кинематикаси ва динамикаси	22	10	6	4		12	
3	Аэрогазодинамика	24	12	6		6	12	
	Парвоз динамикаси асослари	20	10	8	2		10	
4	Самолёт траектория ҳаракати	12	8	6	2		4	
5	Самолётнинг турғунлиги ва бошқарувчанлиги	8	2	2			6	
	Учиш аппаратларининг тузилиши	56	36	12	4	20	20	
6	Самолётлар ҳақида умумий маълумотлар. Самолётга таъсир қилувчи кучлар	10	6	2	2	2	4	
7	Самолёт қаноти	16	12	4	2	6	4	
8	Мувозанатловчи аэродинамик юзалар. Фюзеляж	16	10	4		6	6	
9	Самолёт шассиси. Самолётни бошқариш тизими	14	8	2		6	6	
	Жаъми:	128	72	36	10	26	56	

Маъруза машғулоти.

1-Модул. Учиш аппаратлари аэродинамикаси асослари

1-мавзу. “Аэродинамика ва учиш аппаратларининг тузилиши” фанига кириш

Самолёт ва бошқа учиш аппаратлари ҳақида умумий тушунчалар. Самолётнинг структуравий схемаси. Самолётларни таснифлаш (вазифасига бўйича, аэродинамик схемаси бўйича, конструктив белгиларига кўра).

Аэродинамиканинг назарий асослари. Асосий тушунчалар, атамалар ва таърифлар. Суюқлик ва газларнинг асосий физик хусусиятлари. Стандарт атмосфера. Қовушқоқлик, товуш тезлиги, Мах сони. Суюқлик ва газларнинг ҳаракатини ўрганиш усуллари.

2-мавзу. Суюқликлар ва газларнинг кинематикаси ва динамикаси

Суюқликлар ва газларнинг кинематикаси: оқимлар тури. Оқим тезлиги (Коши-Гельмгольд теремаси). Суюқлик зарчаларининг илгариланма ҳаракати: оқим (ток) чизиғи, оқим (ток) найчаси, оқимча (струйка). Ток чизиғи тенгламаси. Узлуксизлик тенгламаси.

Суюқликлар ва газларнинг динамикаси: Эйлер тенгламаси, Бернулли интеграллари.

3-мавзу. Аэрогазодинамика

Сиқилувчан газ оқимининг жисмлардан оқиб ўтиши. Кучли ва кучсиз тўзишлар (возмущения). Зичлик сакрамалари. Қайишқоқ сиқилмас оқимнинг ($M \leq M_{кр}$) жисмдан оқиб ўтиши. Оқимнинг икки режими: ламинар ва турбулент оқим. Чегаравий қатлам. Ре критик сони. Эгри чизиқли юзадан оқимнинг оқиб ўтиши. Чегаравий қатламни юзадан ажралиб кетиши. Профил ва қанотнинг геометрик тавсифлари. Самолётнинг аэродинамик тавсифлари. Поляралар.

2-Модуль. Парвоз динамикаси асослари

4-мавзу. Самолёт траектория ҳаракати.

Асосий тушунчалар, атамалар, таърифлар. Координата тизимлари. Учиш аппаратлари ҳаракати тенгламаси: ўрнатилган горизонтал парвоз, ўрнатилган баландлик олиш, ўрнатилган пасайиш. Жуковскийнинг тортиш кучи усули. Самолётнинг парвози узоқлиги ва давомийлиги. Ҳаво кемасининг кўтарилиши ва кўниши.

5-мавзу. Самолётнинг турғунлиги ва бошқарувчанлиги.

Учиш аппаратларининг турғунлиги ва бошқарувчанлиги тўғрисида асосий фаразлар. Статик ва динамик турғунликлар. Учиш аппаратлари мувозанати.

3-Модуль. Учиш аппаратларининг тузилиши

6-мавзу. Самолётлар ҳақида умумий маълумотлар. Самолётга таъсир қилувчи кучлар

Самолётларнинг таснифи. самолётга таъсир қилувчи кучлар, ортиқча юкланиш тушунчаси, ҳисобий юкланишлар, хавфсизлик коэффициенти, самолётнинг мустаҳкамлик меъёрлари.

7-мавзу. Самолёт қаноти

Қанотнинг ташқи шакллари. Қанотга таъсир қилувчи кучлар, кўндаланг куч, эгувчи ва буровчи моментларнинг эпюралари. Қанотнинг асосий конструктив элементлари ва уларнинг вазифалари. Қанотнинг конструктив-куч схемалари. Самолёт қанотининг ҳаракатланувчи қисмлари, қанот механизацияси турлари. Элеронлар.

8-мавзу. Мувозанатловчи аэродинамик юзалар. Фюзеляж

Самолётнинг мувозанатловчи аэродинамик юзалари турлари, схемалари ва вазифалари, мувозанатловчи аэродинамик юзаларни юкланиш остида ишлаши.

Самолёт фюзеляжи, унинг вазифаси. Фюзеляжга таъсир қилувчи кучлар, кўндаланг куч, эгувчи ва буровчи моментлар эпюралари. Фюзеляжнинг асосий конструктив-куч схемалари. Фюзеляжнинг асосий куч элементлари вазифаси ва конструкцияси, уларнинг ўзаро бириктирилиши. Фюзеляж гермокабиналари.

9-мавзу. Самолёт шассиси. Самолётни бошқариш тизими

Шасси вазифаси, шасси параметрлари, шассига таъсир қилувчи кучлар ва шассининг юкланиш остида ишлаши. Самолёт таянчлари - шасси конструкцияси элементлари ва уларнинг вазифаси. Шассининг конструктив-куч схемалари. Таянч элементлари. Шасси амортизацияси. Самолётни бошқариш тизими вазифаси. Турли хилдаги бошқарув постларининг ва бошқаришни узатиш элементларининг конструкциялари.

IV. Амалий машғулотлар бўйича кўрсатма ва тавсиялар

Амалий машғулотлар учун қуйидаги мавзулар тавсия этилади:

1. Суюқлик ва газларнинг илгариланма ҳаракати. Оқим чизиғи тенгламаси.
2. Суюқлик ва газларнинг динамикаси. Бернулли интеграллари.
3. Парвознинг турли ҳолатлари: горизонтал парвоз, кўтарилиш ва кўниш жараёни. Самолётнинг учиш-кўниш тавсифлари.
4. Самолётга парвоз пайтида таъсир қилувчи кучлар, самолёт парвозининг турли ҳолатларида ортикча юкланганликни ҳисоблаш.
5. Самолёт қанотига таъсир қилувчи кучлар ва юкланиш остида ишлаши, конструкцияси ва конструктив-куч схемалари.

Амалий машғулотлар талабалар томонидан маъруза машғулотларида олинган назарий билимларни мустаҳкамлашга қаратилган. Амалий машғулотлар компьютерлар билан жиғозланган махсус хоналарда ўтказилиши тавсия этилади. Амалий машғулотларни бажаришда учиш аппаратлари аэродинамикаси, тузилиши ва парвоз динамикасига бағишланган видеороликлар, тарқатма материаллар ва махсус компьютер дастурларидан фойдаланишлари тавсия этилади.

V. Лаборатория ишлари бўйича кўрсатма ва тавсиялар

Лаборатория ишлари учун қуйидаги мавзулар тавсия этилади:

1. Самолётларни вазифаси, аэродинамика схемалари ва конструктив белгиларига кўра таснифлаш (хорижда ишлаб чиқарилган самолётлар мисолида).

2. Аэродинамиканинг назарий асослари. Аэродинамик қувурнинг ишчи қисмидаги тезлик босимлар майдонини тажрибавий йўл билан ўрганиш.

3. Махсус найчали шар ёрдамида аэродинамик қувурнинг ишчи қисмидаги оқимнинг бошланғич турбулентлик даражасини аниқлаш.

4. Ҳар хил хужум бурчагида босимнинг профиль сирти бўйлаб тарқалишини тадқиқ қилиш.

5. Қанот конструкцияларини ўрганиш.

6. Қанот механизацияси.

7. Горизонтал ва вертикал мувозанатловчи қанотчалар (аэродинамик юзалар) конструкцияларини ўрганиш.

8. Фюзеляж конструкцияларини ўрганиш.

9. Герметик кабиналарни ўрганиш.

10. Шасси конструкцияларини ўрганиш.

11. Самолёт шассисини йиғиш-тушириш механизми. Амортизация тизими.

12. Самолётни бошқарув тизими конструкциясини ўрганиш.

Лаборатория машғулотлари талабалар томонидан маъруза машғулотларида олинган назарий билимларни мустаҳкамлашга қаратилган. Лаборатория машғулотлари кўргазмали қуроллар билан таъминланган махсус хоналарда (аэродинамик қувур, гидроканал каби ускуналар ва самолёт қисмлари мавжуд хоналарда) ўтказилиши тавсия этилади. Лаборатория машғулотларини бажаришда учиш аппаратлари аэродинамикаси, тузилиши ва парвоз динамикасига бағишланган видеороликлардан фойдаланиш билан тўлдириб бориш тавсия этилади.

VI. Мустақил таълим ва мустақил ишлар

Мустақил таълим учун тавсия этиладиган мавзулар:

1. Гирдоб. Гирдоб чизиғи, гирдоб найчаси, гирдоб ипи ёки арқони.

2. Самолёт қанотининг аэродинамик ва геометрик тавсифлари.

3. Мувозанатловчи аэродинамик юзаларнинг аэродинамик ва геометрик тавсифлари.

4. Самолёт фюзеляжининг аэродинамик ва геометрик тавсифлари.

5. Вертолётнинг аэродинамик ва геометрик тавсифлари.

6. Самолётнинг бўйлама ва ён статик барқарорлиги.

7. Учиш аппаратлари парвози принциплари. Ҳаво ёстиғли аппаратлар, экранопланлар, вертолётлар, ракеталар.

8. Самолёт конструкцияларининг харорат таъсирида юкланиши.

9. Самолёт шассисини йиғиш-тушириш механизми.

10. Замонавий самолёт конструкцияларида қўлланиладиган авиация материаллари.

Мустақил таълим мавзуларини танлашда талабанинг аввал ўзлаштирилган фанлари ва «Аэродинамика ва учиш аппаратларининг тузилиши» фанида олинган билимларини инобатга олган ҳолда тақсимланиши тавсия қилинади.

Маъруза, лаборатория ва амалий машғулотларда олинган билимларни чуқурлаштириш ва мустаҳкамлаш мақсадида ўқув, услубий ва илмий адабиётлар билан ишлаш.

Ўқитувчи назорати (рахбарлиги) остида ўқув дастурида кўзда тутилган мавзуларнинг маълум қисмини мустақил равишда ўзлаштириш.

Фан бўйича курс ишини бажариш, амалий ва лаборатория машғулотларига тайёргарлик.

«Интернет» тармоғи ҳамда мунтазам чоп этиладиган ахборот манбалари бўйича учиш аппаратлари аэродинамикаси ва тузилиши соҳасида энг янги илғор ютуқларни излаш ва ўрганиш.

Лаборатория ва амалий машғулотлар ҳамда курс иши бўйича ҳисоботларни топширишга тайёргарлик кўриш. Оралиқ ва якуний рейтинг назоратларига тайёргарлик.

Фан бўйича курс иши. Курс ишини ташкил қилишдан мақсад – олинган назарий билимларни мустаҳкамлаб самолётнинг аэродинамик ва парвоз характеристикаларини ҳисоблаш кўникмаларига эга бўлиш.

Курс ишида берилган самолётнинг ташқи қиёфа шакли ва асосий характеристикаларига биноан унинг аэродинамик кўрсаткичлари ҳисобланади ва поляраси қурилади, горизонтал парвоз ҳамда ердан кўтарилиш ва кўниш кўрсаткичлари аниқланади.

Курс иши бўйича ҳисоблаш-тушунтириш ёзилмаси 20-25 варақдан иборат, ЕСКД талабларига мос бажарилган матнни ўз ичига олади.

Курс иши фан мавзуларига тааллуқли масалалар юзасидан талабаларга якка тартибда тегишли топшириқ шаклида берилади. Курс ишининг ҳажми, расмийлаштириш шакли, баҳолаш мезонлари ишчи фан дастурида ва кафедра томонидан белгиланади. Курс ишини бажариш талабаларда фанга оид билим, кўникма ва малакаларни шакллантиришга хизмат қилиши керак.

Курс иши учун мавзу сифатида самолёт номлари берилади, масалан, Ту-214, А300, А310, А-320, Б-747, Б-757, Б-767, Б-777, Ил 76 ва ҳақозо.

Сагдиев Т.А.

Фан бўйича рейтинг назорат

Ўқув режа бўйича:

Умумий ҳажм	– 128 с.
жумладан	
Аудитория соатлари	– 72 с.
Маъруза	– 36 с.
Амалий машғулот	– 10 с.
Лаборатория иши	– 26 с.
Мустақил иш	– 56 с.

Ўзлаштириш кўрсаткичи баҳолари:

«Аъло»	(86...100)	балл
«Яхши»	(71...85)	балл
«Қониқарли»	(56...70)	балл
«Қониқарсиз»	(56 дан кам)	балл

Дастур бўйича тўплаган бали 86 ёки ундан кўпини ташкил қилса, яъни аэродинамика асослари, парвоз динамикаси асослари, турғунлик ва бошқарувчанлик, учиш аппаратларининг аэродинамик характеристикаларини аниқлаш усуллари ва қонуниятлари, самолёт ва самолёт йиғув бирикмалари (агрегатлари)нинг вазифалари, ташқи шакллари, параметрлари, уларга таъсир қилувчи кучлар ва уларнинг юкланиш остида ишлашлари, йиғув бирикмаларининг конструктив-куч схемалари бўйича аъло даражада зарур назарий, амалий билимларни ва кўникмаларни олган бўлса, «аъло» баҳо олади.

Дастур бўйича тўплаган бали 71 ёки ундан кўпини (85гача) ташкил қилса, яъни аэродинамика асослари, парвоз динамикаси асослари, турғунлик ва бошқарувчанлик, учиш аппаратларининг аэродинамик характеристикаларини аниқлаш усуллари, самолёт ва самолёт йиғув бирикмалари (агрегатлари)нинг вазифалари, ташқи шакллари, параметрлари, уларга таъсир қилувчи кучлар ва уларнинг юкланиш остида ишлашлари бўйича яхши назарий, амалий билимларни ва кўникмаларни олган бўлса, «яхши» баҳо олади.

Дастур бўйича тўплаган бали 55 ёки ундан кўпини (70гача) ташкил қилса, яъни аэродинамика, парвоз динамикаси, самолётлар конструкцияси бўйича айрим назарий, амалий билимларни ва кўникмаларни олган бўлса, «қониқарли» баҳо олади.

Дастур бўйича тўплаган бали 54 ёки ундан камини ташкил қилса, яъни аэродинамика, парвоз динамикаси, самолётлар конструкцияси бўйича назарий билим ва кўникмага эга бўлмаса, «қониқарсиз» баҳо олади.

Назорат турларига кўра балларнинг тақсимланиши:

1. Жорий назорат (ЖБ_А+ЖБ_{МИ})
(лаборатория ва амалий машғулотлар бўйича топшириқларни топшириш) - 36 балл
2. Оралиқ назорат (ОБ_А+ОБ_{МИ}) - 34 балл
3. Якуний назорат (ЯБ_А+ЯБ_{МИ}) - 30 балл

Семестр давомида ўзлаштиришнинг рейтинг назорати

	I рейтинг									II рейтинг									ΣОБ	ΣЖБ	ЖБ + ОБ	ЯБ			Жами
	А			МИ			ЖБ ₁	ОБ ₁	ЖБ ₁ +ОБ ₁	А			МИ			ЖБ ₂	ОБ ₂	ЖБ ₂ +ОБ ₂							
	ЖБ ₁	ОБ ₁	ЖБ ₁ +ОБ ₁	ЖБ ₁	ОБ ₁	ЖБ ₁ +ОБ ₁	ЖБ _{1А} ⁺ ЖБ _{1МИ}	ОБ _{1А} ⁺ ОБ _{1МИ}	ЖБ ₁ ⁺ +ОБ ₁	ЖБ ₂	ОБ ₂	ЖБ ₂ +ОБ ₂	ЖБ ₂	ОБ ₂	ЖБ _{2А} ⁺ ЖБ _{2МИ}	ОБ _{2А} ⁺ ОБ _{2МИ}	ЖБ ₂ ⁺ +ОБ ₂								
Макс. балл	14	8	22	4	10	14	18	18	36	14	6	20	4	10	14	18	16	34	34	36	70	18	12	30	100
Уттич бали	8	4	12	2	6	8	10	10	20	7	3	10	3	5	8	10	8	18	18	20	38	10	7	17	55

Изоҳ: кафедра мажлисида муҳокама чиқилган ва мақуullanган, баённома № _____ 2018 й.

VII. Асосий ва қўшимча ўқув адабиётлар ҳамда ахборот манбаалари

Асосий адабиётлар

1. Houghton E.L., Carpenter P.W., Steven H. Coolicott., Daniel T. Valentine. Aerodynamics for Engineering Students. Oxford. Butterworth-Heinemann, 2013. – 717 p.
2. Wayne Durham. Aircraft flight dynamics and control. Virginia polytechnic institute and State university. John Wiley & Sons ltd., 2015. – 286 p.
3. Tapan K. Sengupta. Theoretical and Computational Aerodynamics. IT Kanpur, India, 2015. – 517 p.
4. Snorri Gudmundsson. General aviation aircraft design: Applied methods and procedures. Butterworth-Heinemann, Elsevier Inc, USA, 2014.–1029p.
5. Житомирский Г.И. «Конструкция самолётов». Москва: изд. Машиностроение. 2005 г. – 416 с.
6. Ермакова Л.С., Кукин А.А., Когай Е.В. Основы аэродинамики и динамики полета летательных аппаратов. Т.: Фан ва технология, 2015. – 379 с.
7. Ефимов В.В. Основы авиации. Часть I. Основы аэродинамики и динамики полета летательных аппаратов. Учебное пособие. –М.: МГТУ ГА, 2003. – 64 с.

Қўшимча адабиётлар

8. Мирзиёев Ш.М. Эркин ва фаровон, демократик Ўзбекистон давлатини биргаликда барпо этамиз. Ўзбекистон Республикаси Президентининг лавозимига киришиш тантанали маросимига бағишланган Олий Мажлис палаталарининг қўшма мажлисидаги нутқи. –Т.: “Ўзбекистон” НМИУ, 2016. – 56 б.
9. Мирзиёев Ш.М. Қонун устуворлиги ва инсон манфаатларини таъминлаш – юрт таракқиёти ва халқ фаровонлигининг гарови. Ўзбекистон Республикаси Конституцияси қабул қилинганининг 24 йиллигига бағишланган тантанали маросимдаги маъруза 2016 йил 7 декабрь. – Т.: “Ўзбекистон” НМИУ, 2016. – 48б.
10. Мирзиёев Ш.М. Буюк келажагимизни мард ва олижаноб халқимиз билан бирга курамиз. - Т.: “Ўзбекистон” НМИУ, 2017. – 488 б.
11. Ўзбекистон Республкасини янада ривожлантириш бўйича Ҳаракатлар стратегияси тўғрисида. - Т.:2017 йил 7 февраль, ПФ-4947-сонли Фармони.
12. Прандтль Л. «Гидроаэромеханика». Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2000. – 576 с.
13. Основы аэродинамики и динамики полета. Учебное пособие. Рига, 2010 г. – 105 с.

14. Богословский С.В. «Физические свойства газов и жидкостей» Учебное пособие. СПбГУАП. СПб., 2001. – 73 с.

15. Лаврухин Г.Н. «Аэрогазодинамика реактивных сопел». Т. I. Внутренние характеристики сопел. – М.: Наука. ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 376 с.

16. Шашкин А.П. «Основы прикладной газодинамики». Учебное пособие. Новосибирск. НГТУ, 2001 г. – 91 с.

Интернет сайтлари

17. www.gov.uz – Ўзбекистон Республикаси ҳукумат портали.

18. www.lex.uz – Ўзбекистон Республикаси Қонун ҳужжатлари маълумотлари миллий базаси.

19. www.cofe.ru/avia – Полная энциклопедия мировой авиации: самолёты и вертолёты XX столетия.

20. www.ziyonet.uz – Таълим портали.

21. www.mati.ru – сайт Российского государственного технологического университета им.К.Э.Циолковского.

22. www.airwar.ru – сайт “Уголок неба” – большая авиационная энциклопедия.

23. www.avion.ru – сайт Авиационной группы «Авион».

24. www.maks.ru – официальный сайт Международного авиационно-космического салона – МАКС.

25. www.uzairways.com – сайт НАК "Узбекистан хаво йуллари".

26. www.tsagi.ru – сайт Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н. Е. Жуковского

27. www.imec.msu.ru – сайт Научно исследовательского института механики МГУ им. М. В. Ломоносова

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

**ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени ИСЛАМА КАРИМОВА**

ФАКУЛЬТЕТ ИНЖЕНЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Кафедра: «Техническая эксплуатация воздушных судов и оборудования»

РАЗДАТОЧНЫЕ МАТЕРИАЛЫ

**по дисциплине: «АЭРОДИНАМИКА И
КОНСТРУКЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

для лекции № 1

ТЕМА: Общие сведения о самолетах и других ЛА. Структурная схема самолета. Классификация самолетов (по аэродинамической схеме, по назначению, по дальности полета, по конструктивным признакам).

План

1. Структурная схема самолета и понятие об авиационном комплексе.
2. История самолётостроения.
3. Классификация самолетов.

Самолет-это летательный аппарат (ЛА) тяжелее воздуха с аэродинамическим принципом полета. При полете используются несущие поверхности самолета (крыло и оперение) для создания с помощью воздушной среды подъемных и управляющих сил и силовая установка для создания движущей силы за счет энергии находящегося на борту самолета топлива. Для передвижения по земле разбега, пробега и руления, а также для стоянки самолет снабжен системой опор-шасси.

Таким образом, *самолеты* представляют собой сложные технические устройства, состоящие из взаимосвязанных по назначению, месту и функционированию агрегатов, частей и элементов. На рис.1.1 представлена упрощенная структурная схема самолёта и его основных агрегатов и частей.

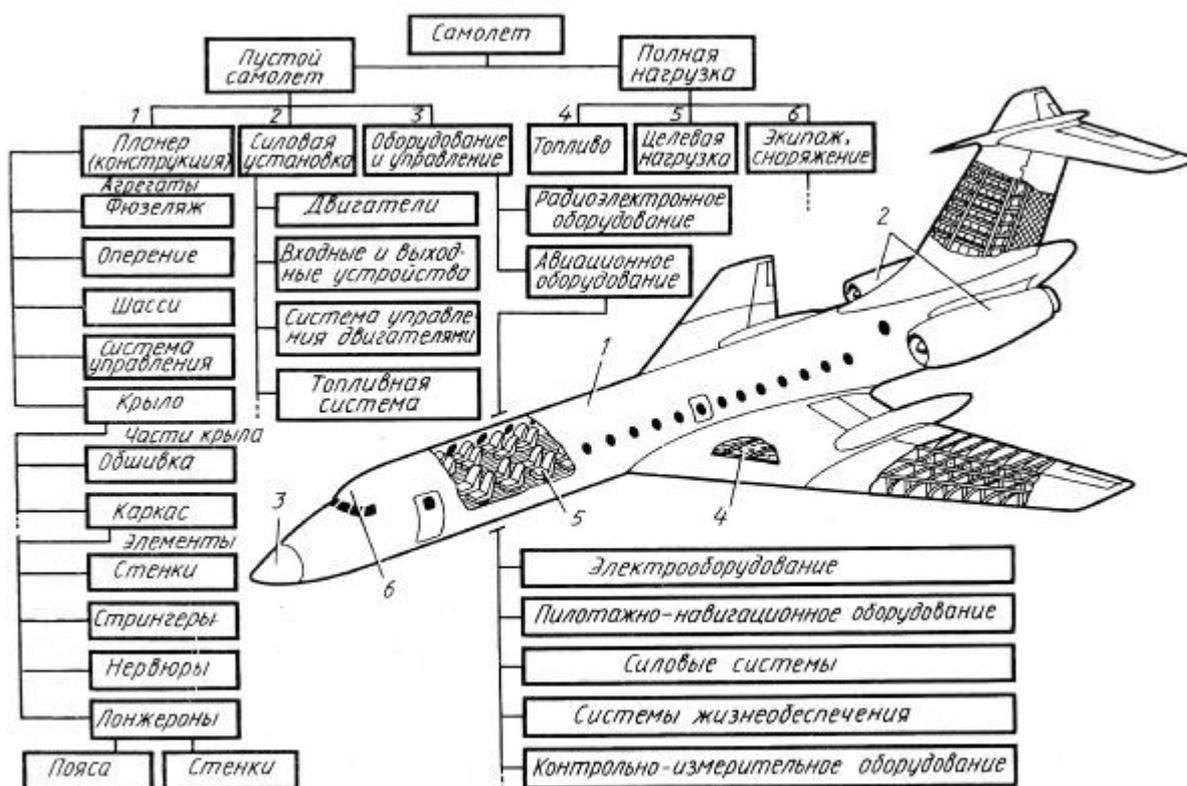
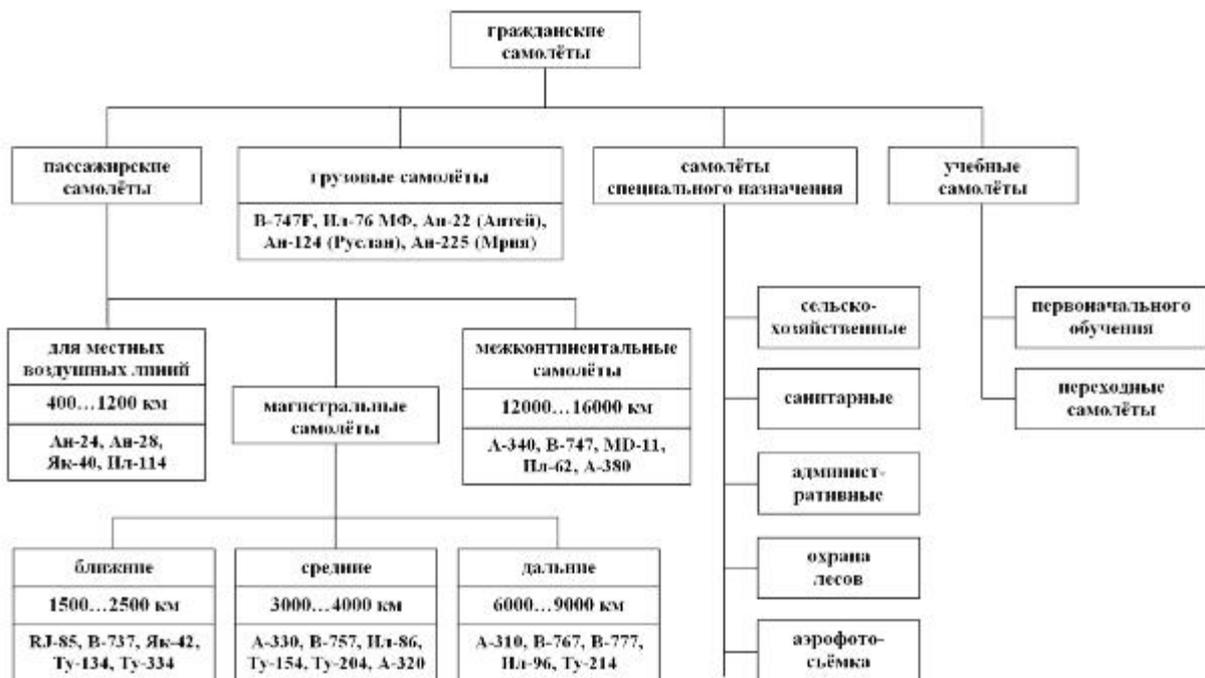


Рис.1.1 Структурная схема самолета

1	Аэродинамическая схема самолета														
2	Число и расположение крыльев														
3	Крыло														
4	Схема оперения														
5	Схема														
6	Шасси														
7	Схема фюзеляжа														
8	Тип двигателя														
9	Способы установки														

Рис. 1.3. Классификация самолётов по аэродинамической схеме и конструктивным признакам.



Классификация гражданских самолётов

для лекции № 2.

ТЕМА: Теоретические основы аэродинамики. Основные физические свойства жидкостей и газов.

План:

1. Плотность, давление, вязкость, температура, стандартная атмосфера.
2. Сжимаемость, скорость звука, число Маха.

Многие физические свойства газов определяются параметрами их состояния: температурой T , давлением P , плотностью ρ .

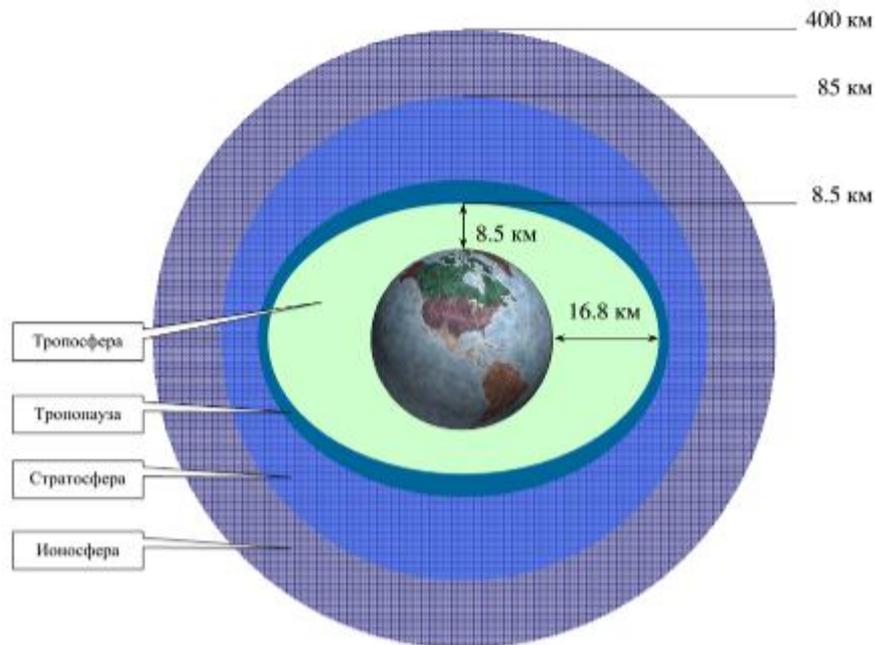


Рис. 2.1. Атмосфера земли

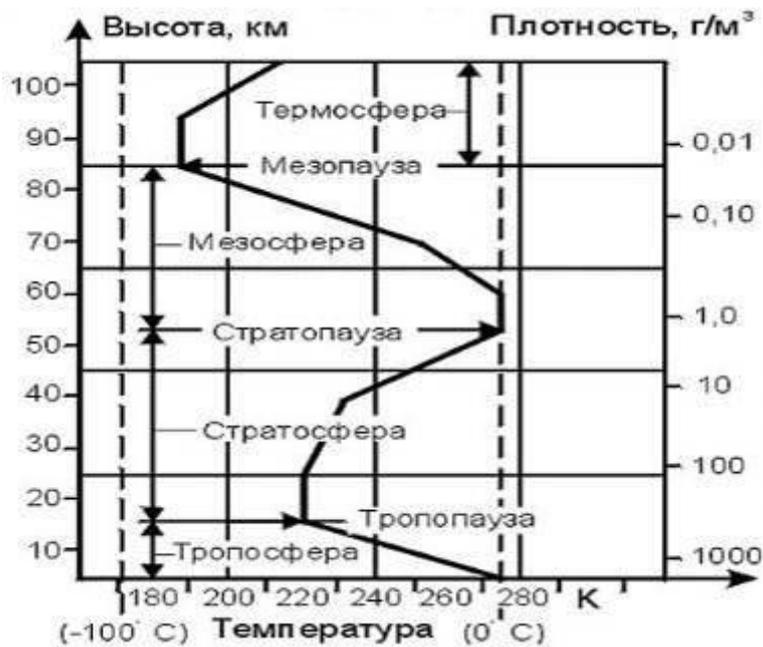


Рис. 2.1. Изменение температуры по слоям атмосферы

для лекции № 3.

ТЕМА: Кинематика жидкостей и газов: виды течений. Скорость течения.

План:

1. Основные положения и определения аэродинамики.
2. Кинематика жидкостей и газов: виды течений. Скорость течения (теорема Коши-Гельмгольца).

Для изучения движения жидкостей и газов и их взаимодействие с обтекаемыми телами применяется гипотеза о сплошности среды и принцип обращенного движения.

Гипотеза о сплошности среды. При изучении законов движения жидкостей и газов принимают гипотезу о сплошности текучей среды, не учитывая её молекулярного строения.

Принцип обращенного движения нашел широкое применение в аэродинамике. Согласно этому принципу рассматривают движение жидкой или газообразной среды относительно неподвижного тела, причем скорости обращенного движения и прямого должны быть одинаковы. Этот принцип используется при физическом моделировании обтекания тел в аэродинамических трубах.

Установившееся и неустановившееся течение жидкости и газов. Течение жидкости (газа) называется установившимся, если в любой точке пространства, занимаемой потоком жидкости (газа) давление P , температура T , плотность ρ , скорость V не изменяются во времени.

Идеальные жидкости. Жидкость (газ) называется идеальной, если ее вязкость равна нулю ($\mu=0$, $\nu=0$).

Два метода изучения движения жидкости и газа: метод Лагранжа, метод Эйлера.



Рис. 3.1. Метод Лагранжа

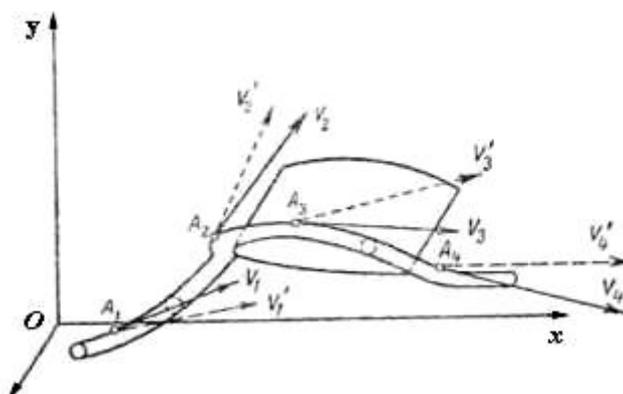


Рис. 3.2. Метод Эйлера

для лекции № 4.

ТЕМА: Поступательное движение частиц жидкости: линия тока, трубка тока, струйка. Уравнение линий тока. Уравнение неразрывности. Понятие о потенциальном течении. Потенциальное течение жидкостей и газов.

План:

1. Поступательное движение частиц жидкости: линия тока, трубка тока, струйка. Уравнение линий тока.
2. Уравнение неразрывности.

Линией тока называется линия, касательная, в каждой точке которой совпадает с вектором скорости частицы жидкости в этой точке (рис. 4.1).

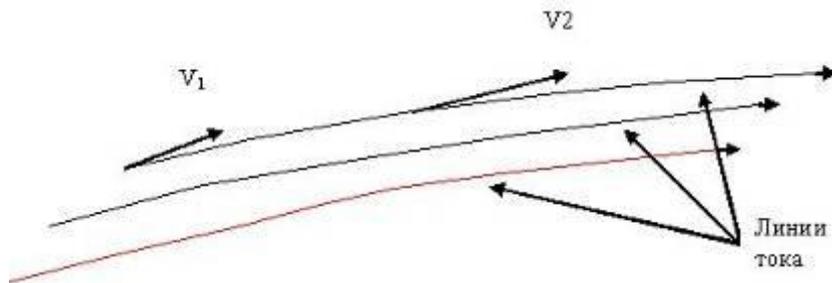


Рис. 4.1. Линии тока

Трубкой тока называется трубка, образованная линиями тока, проходящими через каждую точку замкнутого контура S (рис. 4.2).

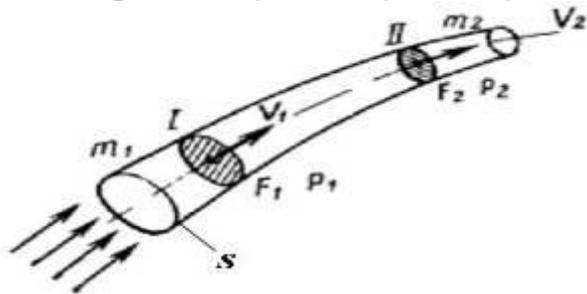


Рис. 4.2. Трубка тока

Жидкость (газ), внутри трубки тока называется *стружкой*.

Закон сохранения массы. Уравнение неразрывности для струйки газа

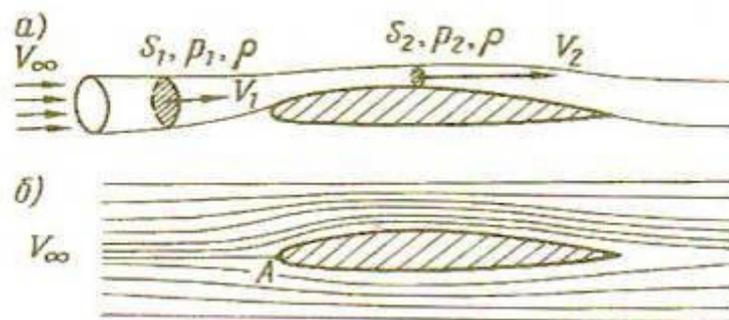


Рис. 4.4. Деформация струйки воздушного потока, обтекающего твердое тело (а), и спектр обтекания, отражающий качественную картину деформации воздушного потока и изменения скорости (б)

для лекции № 5.

ТЕМА: Динамика жидкости и газа. Идеальная жидкость. Уравнение Эйлера. Интеграл Бернулли.

План:

1. Идеальная жидкость.
2. Уравнения Эйлера.
3. Интеграл Бернулли.

Задача динамики жидкости и газа – это установление зависимостей между кинематическими и динамическими характеристиками течений, что необходимо, прежде всего, для изучения силового взаимодействия между жидкой или газообразной средой и движущимися в них твердыми телами, которое проявляется в соответствующем распределении по обтекаемой поверхности касательных и нормальных напряжений.

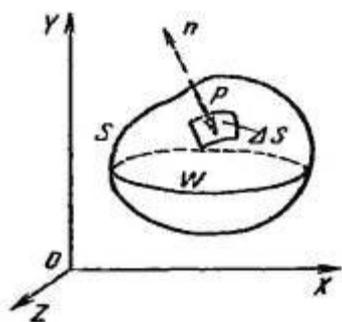


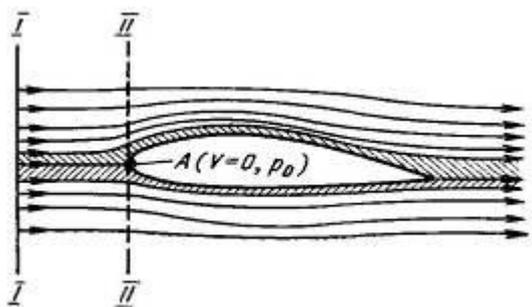
Рис. 5.1. К выводу уравнения движения идеальной жидкости

В скалярной форме уравнения Эйлера имеют вид

$$\begin{aligned} X - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} &= \frac{dV_x}{dt}, \text{ где } \frac{dV_x}{dt} = \frac{\partial V_x}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_x}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_x}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_x}{\partial z} \\ Y - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} &= \frac{dV_y}{dt}, \text{ где } \frac{dV_y}{dt} = \frac{\partial V_y}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_y}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_y}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_y}{\partial z} \\ Z - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial z} &= \frac{dV_z}{dt}, \text{ где } \frac{dV_z}{dt} = \frac{\partial V_z}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_z}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_z}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_z}{\partial z} \end{aligned}$$

Интеграл Бернулли

Интеграл Бернулли: $\int \frac{dP}{\rho} + \frac{V^2}{2} = const.$



Для несжимаемой жидкости ($\rho = const$) интеграл Бернулли равен:

$$P + \frac{\rho V^2}{2} = const$$

Для сжимаемого газа, интеграл Бернулли имеет вид:

$$\frac{P}{\gamma} + \frac{V^2}{2g} + \frac{RT}{(k-1)g} = const$$

Рис. 5.2. Обтекание тел потоком воздуха

для лекции № 6.

ТЕМА: Аэрогазодинамика. Обтекание тел сжимаемым потоком газа. Сильные и слабые возмущения. Скачки уплотнения.

План:

1. Распространение малых возмущений в газовом потоке.

2. Образование скачков уплотнения.

3. Виды скачков уплотнения.

4. Основные соотношения для расчета параметров потока за скачками уплотнения.

Изменение давления, плотности и других параметров газового потока, вызванное движением твердого тела, будем называть *возмущением*.

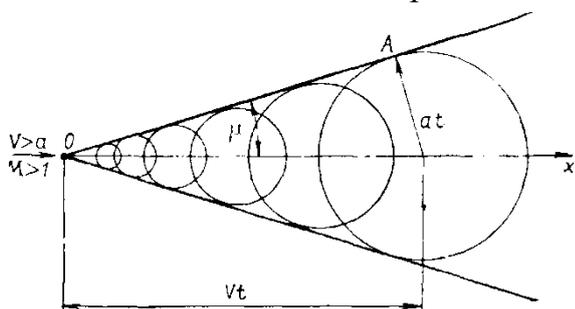
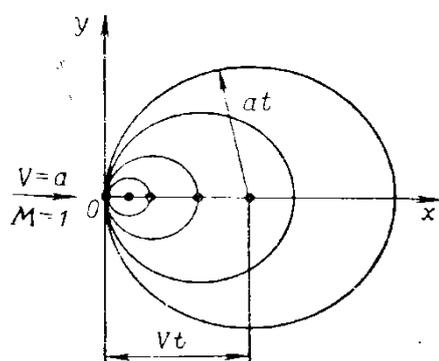
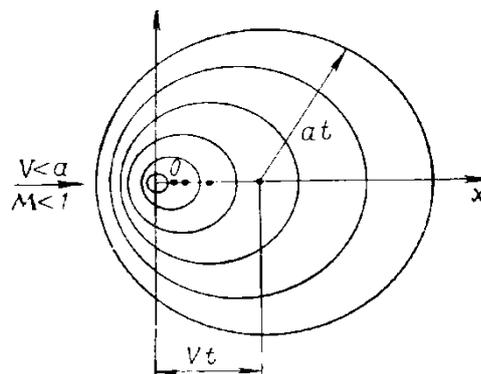


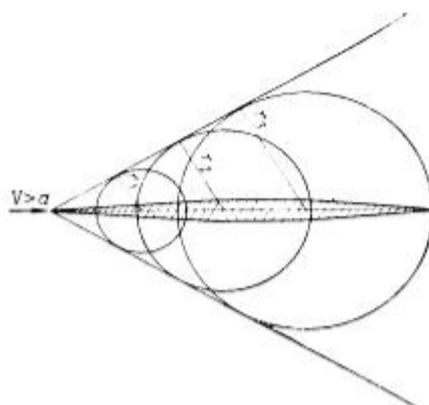
Рис. 6.1. Распространение волн от источника возмущения, движущегося со скоростью, большей скорости звука ($V > a$, образование конуса возмущений)



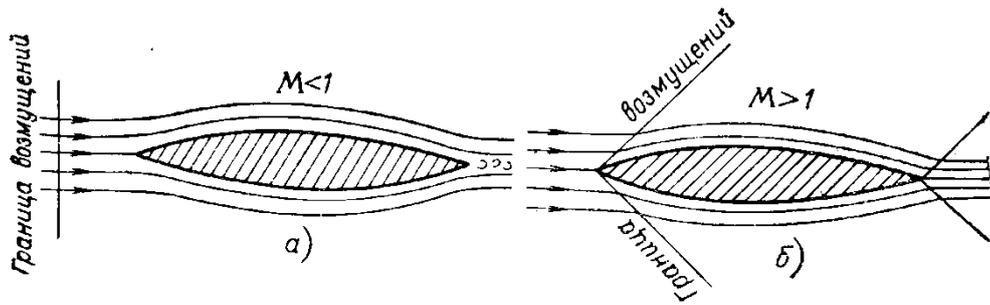
6.2. Распространение волн от источника возмущений, движущегося со скоростью звука ($V = a$)



6.3. Распространение волн от источника возмущений, движущегося с дозвуковой скоростью ($V < a$)

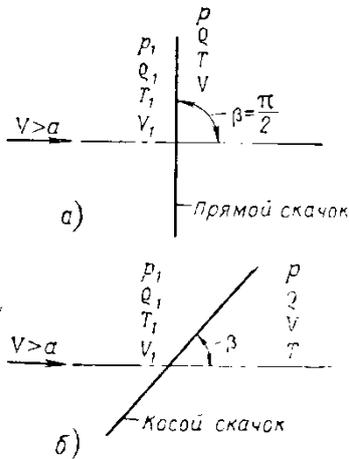


6.4. Распространение волн возмущений при обтекании тонкого остроконечного тела сверхзвуковым потоком

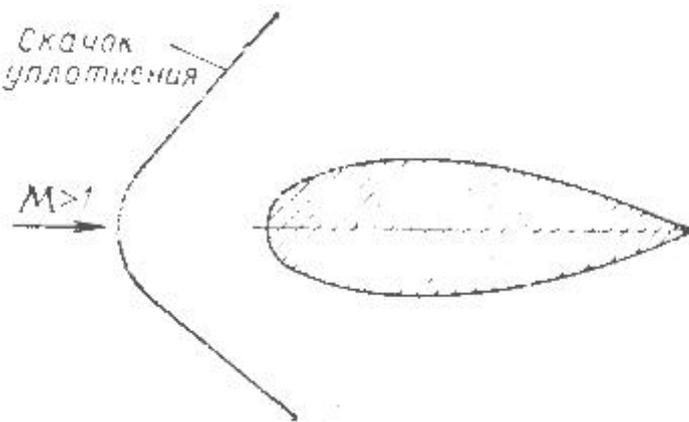


6.5. Спектры обтекания тонкого профиля при дозвуковых (а) и сверхзвуковых (б) скоростях

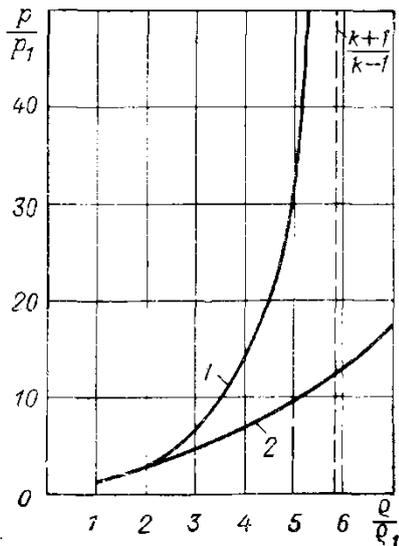
Скачки уплотнения



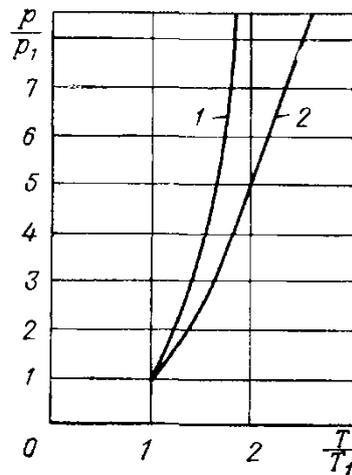
6.6. Скачки уплотнения



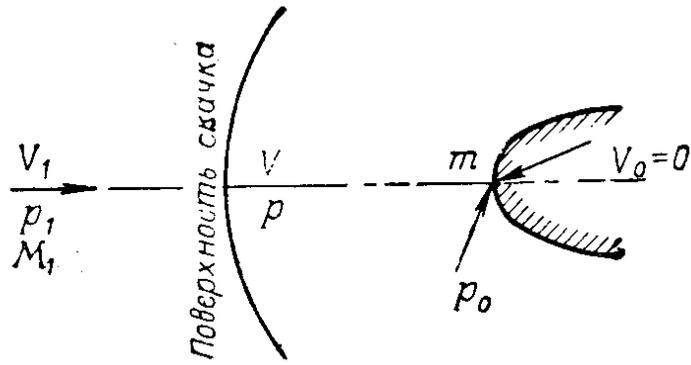
6.7. Возникновение отсоединенного скачка уплотнения при обтекании тела сверхзвуковым потоком



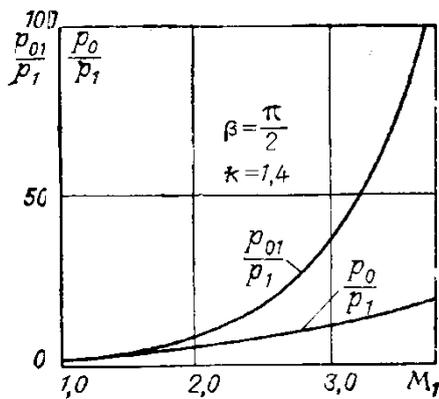
6.8. Сравнение сжатия при прямом скачке и изэнтропическом процессе: 1 – ударная адиабата; 2 – изэнтропа



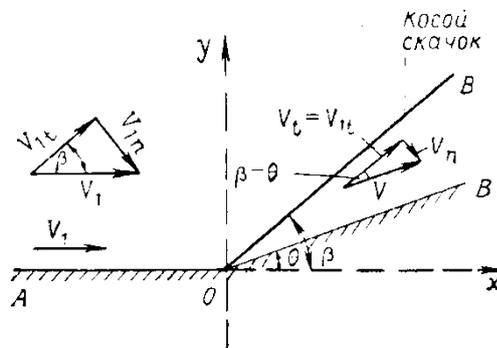
6.9. Изэнтропа (1) и ударная адиабата (2)



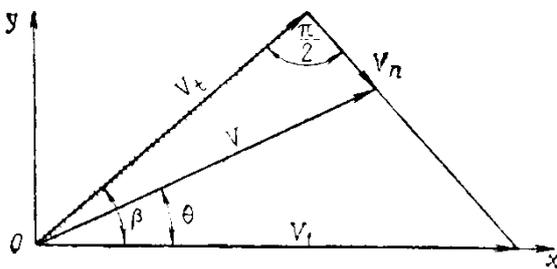
6.10. К определению давления в критической точке за прямым скачком уплотнения



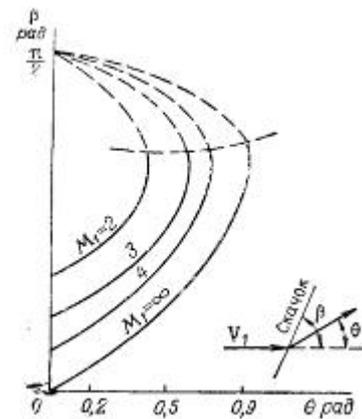
6.11. Зависимость давления в критической точке от числа \$M_1\$



6.12. К расчету косого скачка уплотнения



6.13. Определение направления косого скачка



6.14. Зависимость между углами \$\theta\$ и \$\beta\$ при различных значениях числа \$M\$

для лекции № 7.

ТЕМА: Обтекание тел вязким несжимаемым потоком ($M \leq M_{кр}$). Два режима течения: ламинарное и турбулентное. Пограничный слой. Критическое число Рейнольдса Re .

План:

1. Два режима течения: ламинарное и турбулентное.
2. Пограничный слой. Критическое число Re .

В природе наблюдается два режима течения: *ламинарное* (слоистое, *lamino* – слой, латинское слово) и *турбулентное* (беспорядочное, бурное, *turbo* – бурный, латинское слово).

Ламинарное течение характеризуется тем, что каждая частица m потока движется вдоль плавно изменяющейся траектории, в результате чего образуются слои, где процесс обмена между слоями происходит на молекулярном уровне, а перемешивание частиц отсутствует (рис. 7.1).

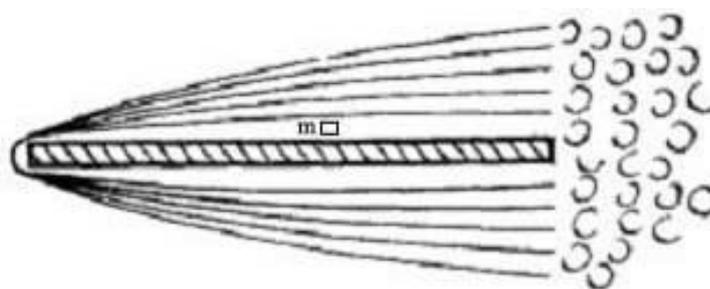


Рис. 7.1. Ламинарное течение

Турбулентное или бурное возмущенное течение характеризуется тем, что мгновенное значение скорости и давления испытывают нерегулярные пульсации, наблюдаются поперечные перемещения не только молекул, но и частиц (рис. 7.2).

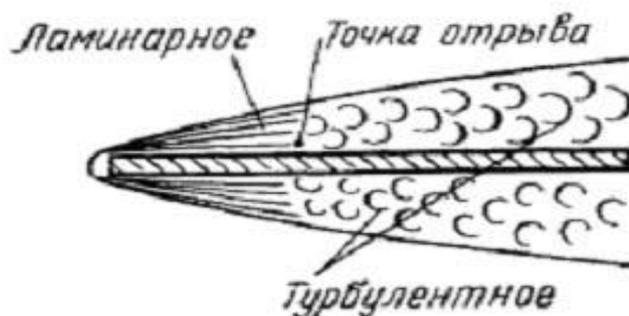


Рис. 7.2. Турбулентное течение

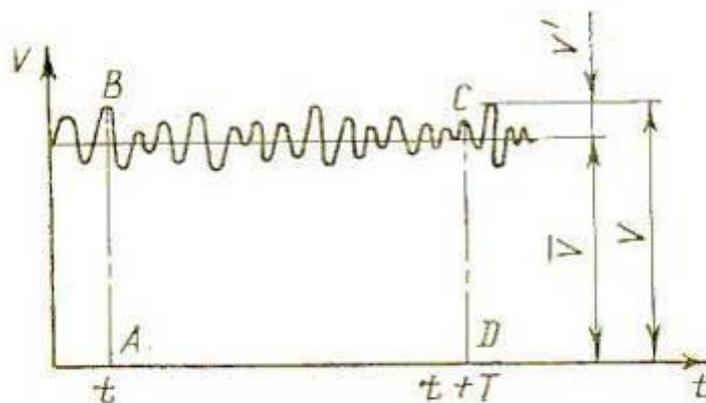


Рис. 7.3. Скорость турбулентного течения в зависимости от времени

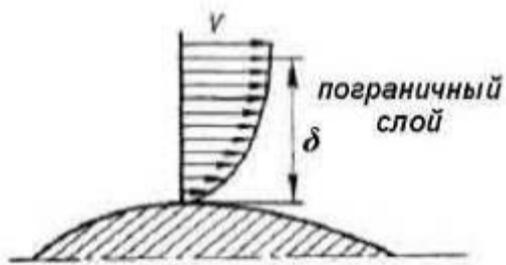


Рис. 7.4. Пограничный слой

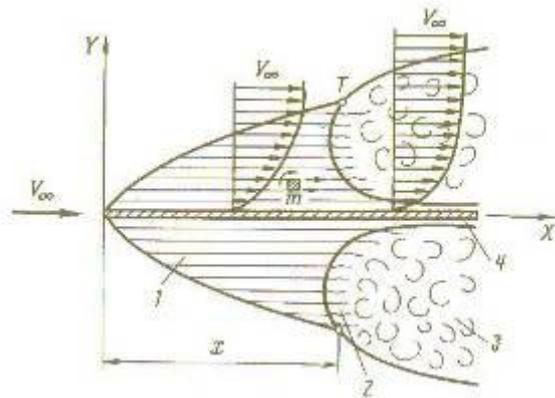


Рис. 7.5. Структура и эюры скоростей в пограничном слое при обтекании воздушным потоком плоской пластины:

1 – ламинарный пограничный слой; 2 – переходный; 3 – турбулентный; 4 – ламинарный подслой; x – координата точки перехода T ламинарного пограничного слоя в турбулентный.

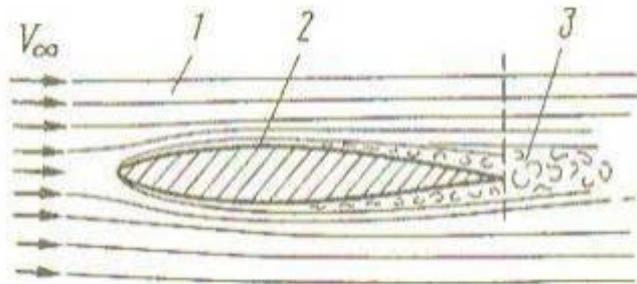


Рис. 7.6. Структура воздушного потока, обтекающего твердое тело:

1 – внешний невязкий слой; 2 – пограничный (вязкий) слой; 3 – спутный след.

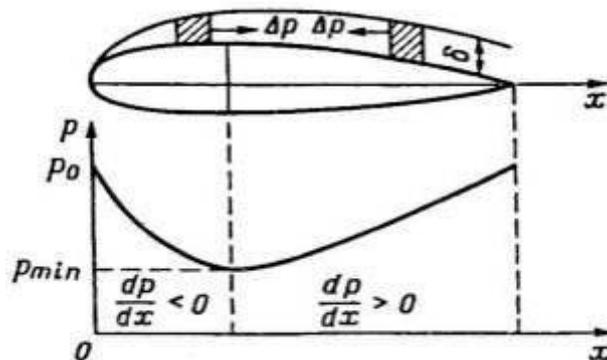


Рис. 7.7. Обтекание потоком криволинейной поверхности

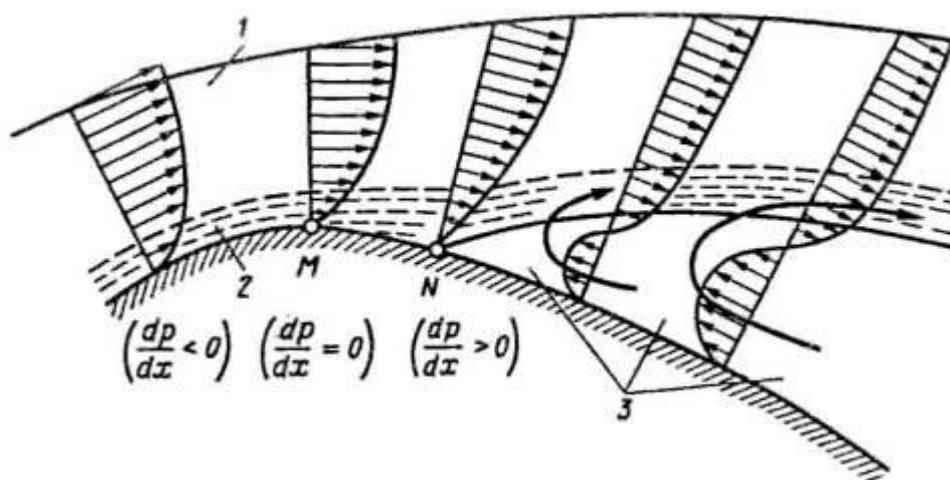


Рис. 7.8. Схема отрыва пограничного слоя на криволинейной поверхности:
 1 – пограничный слой; 2 – вязкий подслой; 3 – зона срыва потока

для лекции № 8.

ТЕМА: Аэродинамические характеристики самолета. Поляры.

План:

1. Общие сведения.
2. Зависимость $c_{y_a}(\alpha)$.
3. Семейство поляр и аэродинамическое качество.
4. Зависимость $c_z(\beta)$.
5. Зависимость $m_z(c_y)$. Зависимости $m_y(\beta)$ и $m_x(\beta)$.

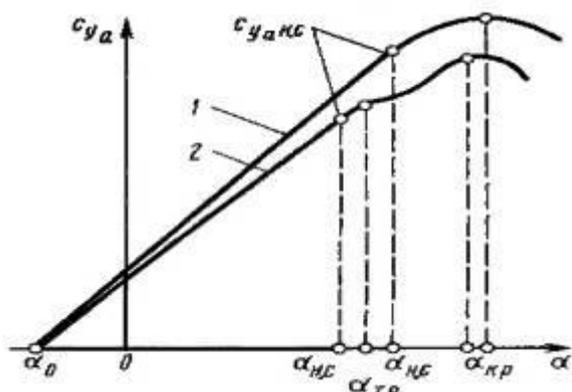


Рис. 8.1. Зависимости $c_{y_a}(\alpha)$ для крыла (1) и самолета (2)

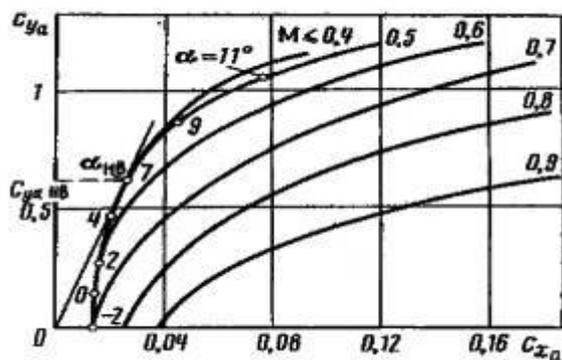


Рис. 8.2. Поляры самолета при различных числах M полета

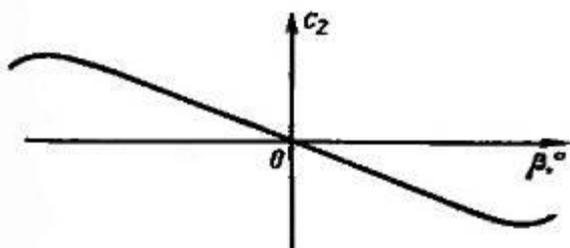


Рис. 8.3. Зависимость коэффициента аэродинамической поперечной силы c_z от угла скольжения β при нейтральном положении рулей

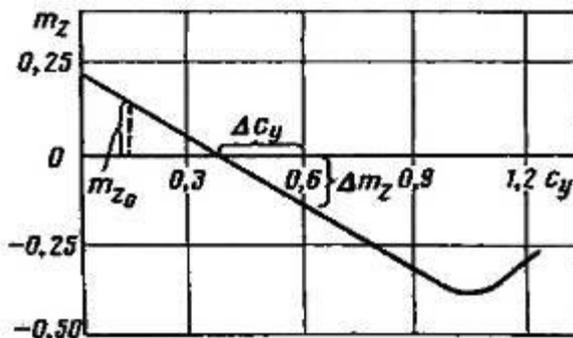


Рис.8.4. Зависимости коэффициента аэродинамического момента тангажа m_z от коэффициента аэродинамической нормальной силы c_y

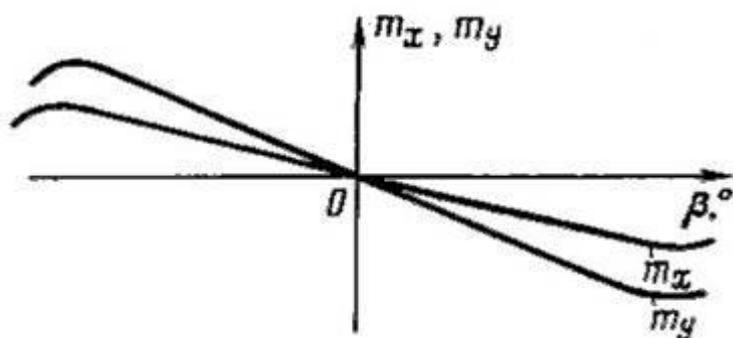


Рис. 8.5. Зависимости коэффициентов аэродинамических моментов рыскания m_x и крена m_y от угла скольжения β при нейтральном положении рулей

Лекция № 9.

ТЕМА: Основные положения динамики полета ЛА. Прямолинейное движение самолета в вертикальной плоскости.

План:

1. Основные положения динамики полета ЛА.
2. Системы отсчета и системы координат.
3. Уравнения движения ЛА в векторной форме.
4. Уравнение движения набора высоты, горизонтального полета, снижения.
5. Установившееся и неуставившееся движение.
6. Графоаналитический метод решений уравнений прямолинейного горизонтального установившегося движения (Метод тяг и мощностей Жуковского) и определение характерных скоростей.
7. Диапазон скоростей.
8. Режимы полета. Два режима полета.

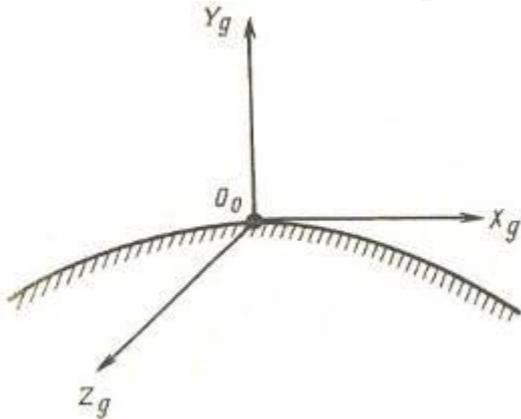


Рис. 9.1. Нормальная земная система координат $O_0X_gY_gZ_g$

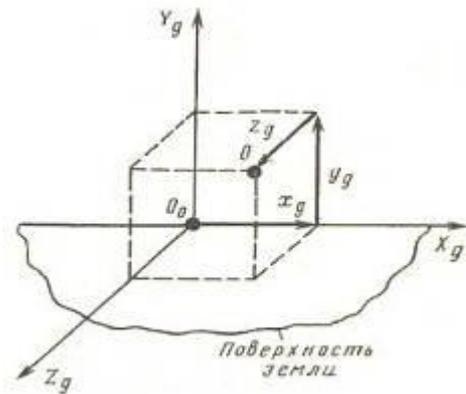


Рис. 9.2. Положение самолета (в пространстве)

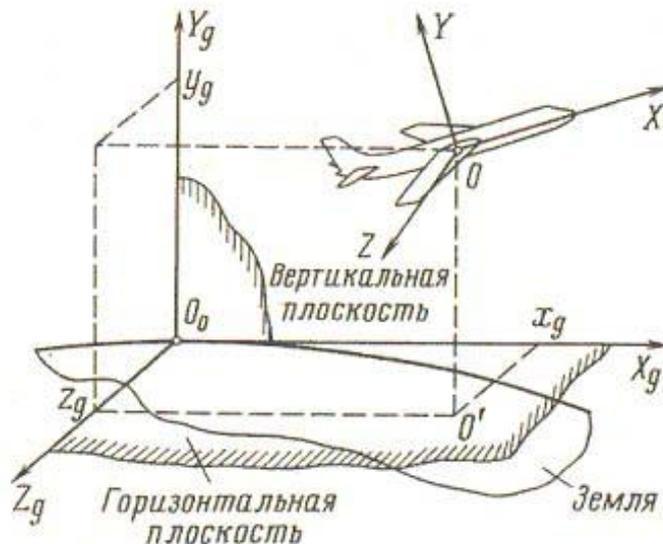


Рис. 9.3. Связанная система координат $OXYZ$

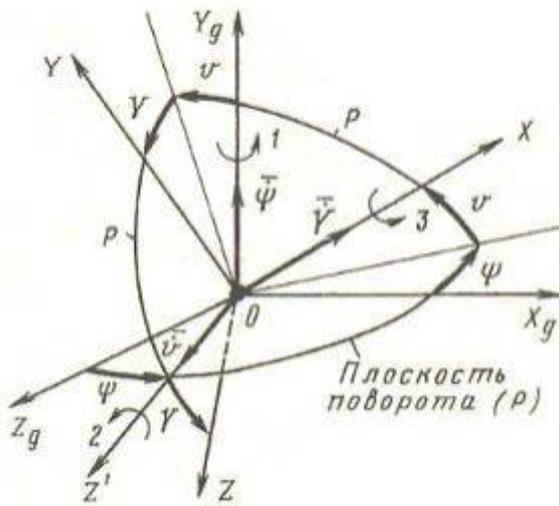


Рис. 9.4. Ориентация связанной системы координат относительно земной системы координат $OX_gY_gZ_g$

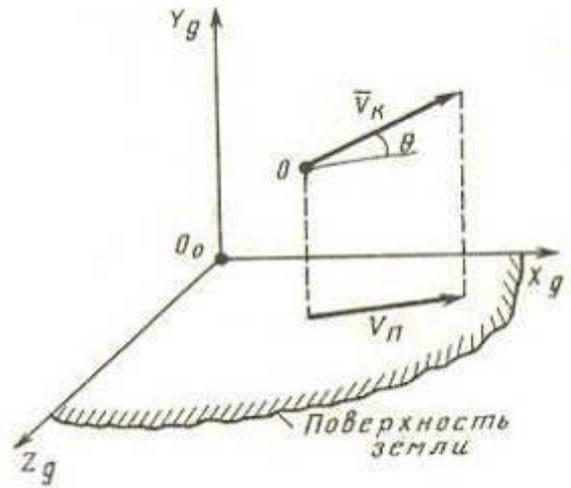


Рис. 9.5. Земная \vec{V}_k и путевая \vec{V}_n скорости самолета

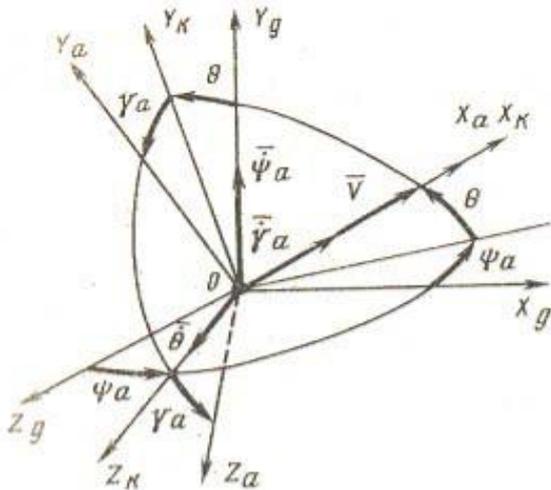


Рис. 9.6. Ориентация скоростной системы координат относительно земной системы координат

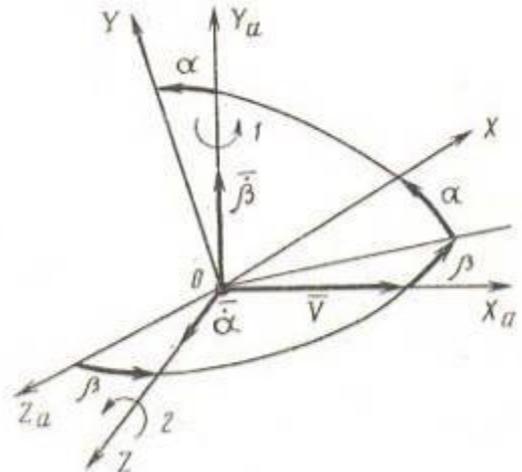


Рис. 9.7. Ориентация связанной системы координат относительно скоростной системы координат

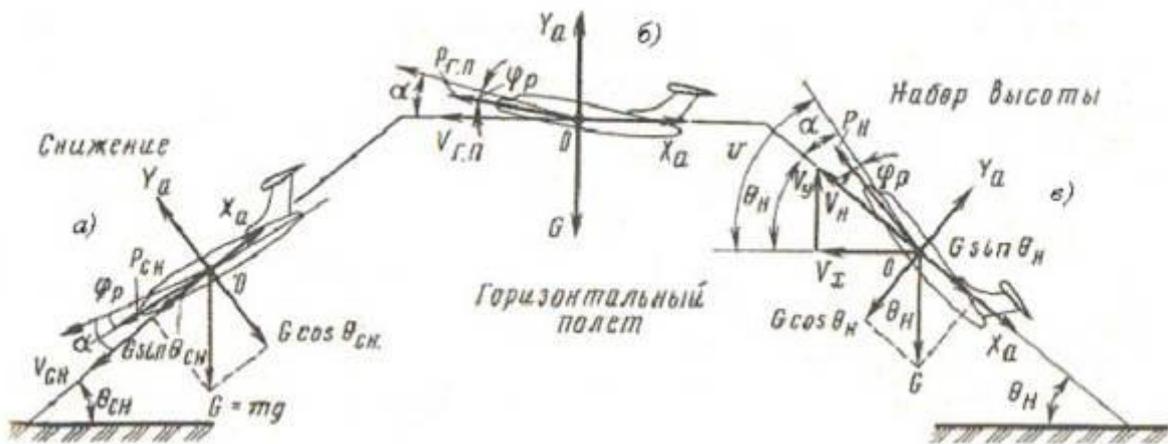


Рис. 9.8. Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете, при наборе высоты и снижении

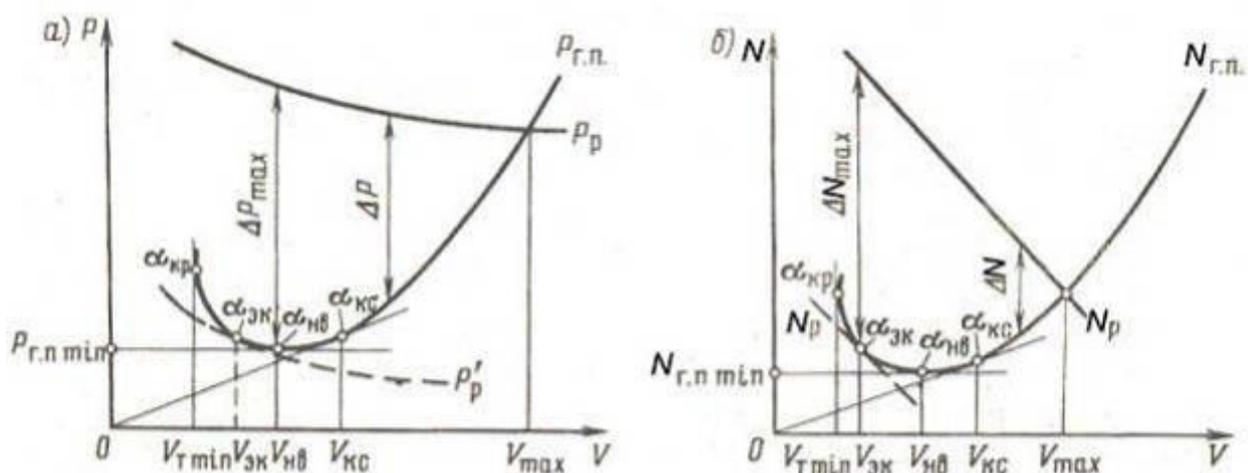


Рис. 9.9. Кривые потребных и располагаемых тяг для самолетов:
 а – ТРДД; б – ТВД (H, m фиксированы)

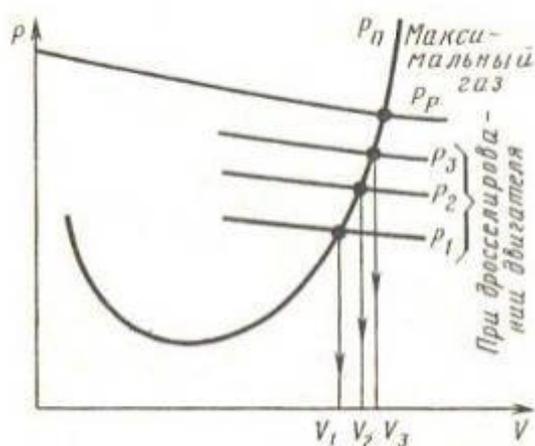


Рис. 9.10. Подбор дросселированной (фактической) тяги двигателя для выполнения горизонтального полета на скорости V_1, V_2 или V_3

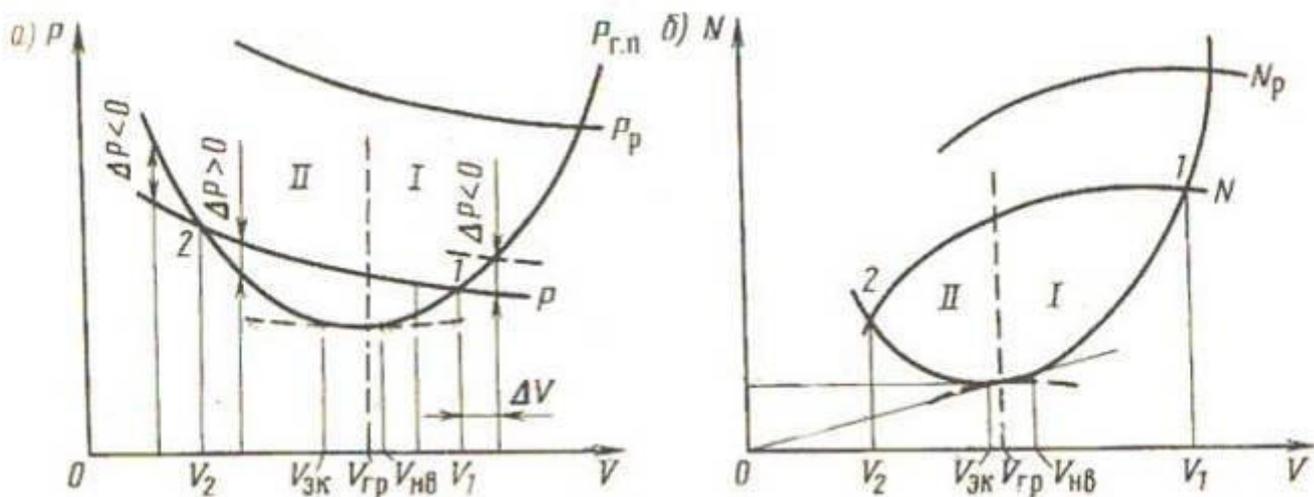


Рис. 9.11. Области первых и вторых режимов горизонтального полета на кривых Жуковского по тяге (а) и мощности (б)

для лекции № 11.

ТЕМА: Взлетно-посадочные характеристики самолета.

План:

1. Взлет самолета.
2. Посадка самолета. Основные этапы

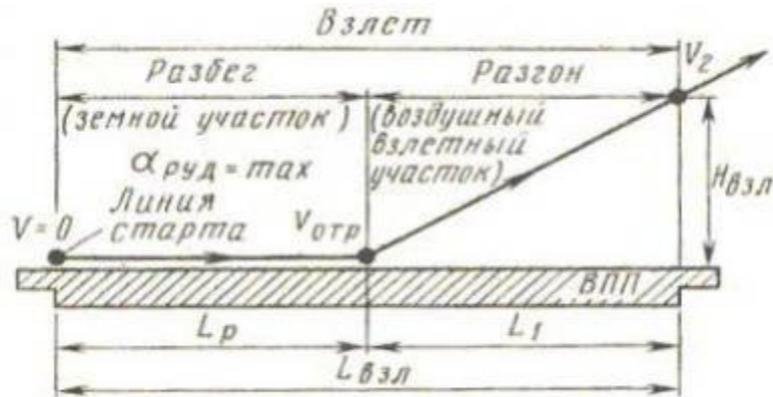


Рис. 11.1. Схема взлета самолета

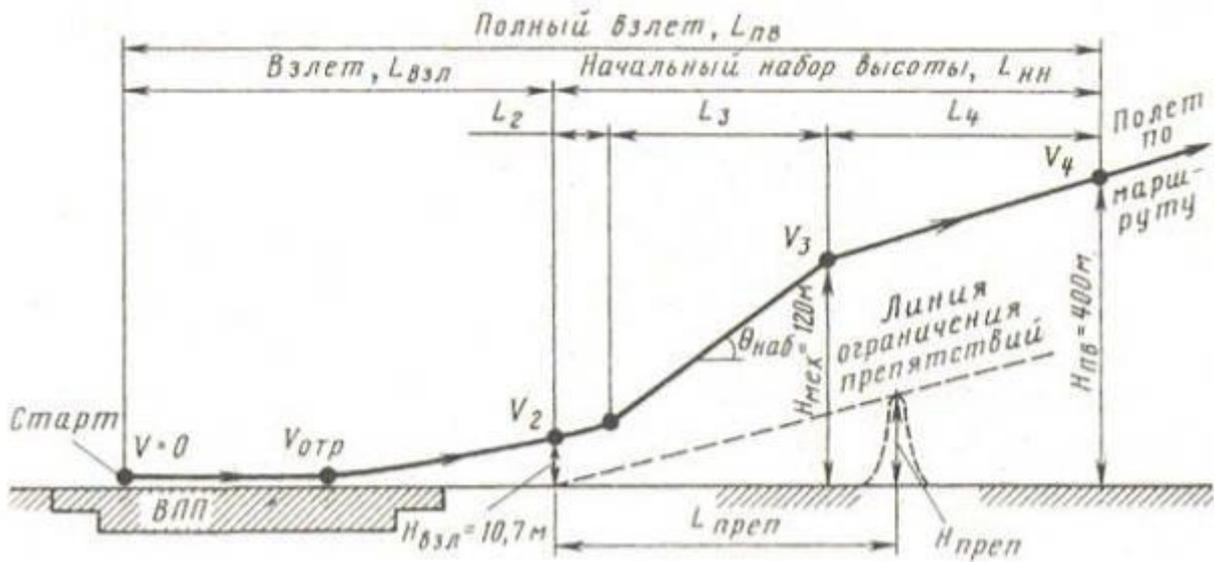


Рис. 11.2. Схема полного взлета самолета

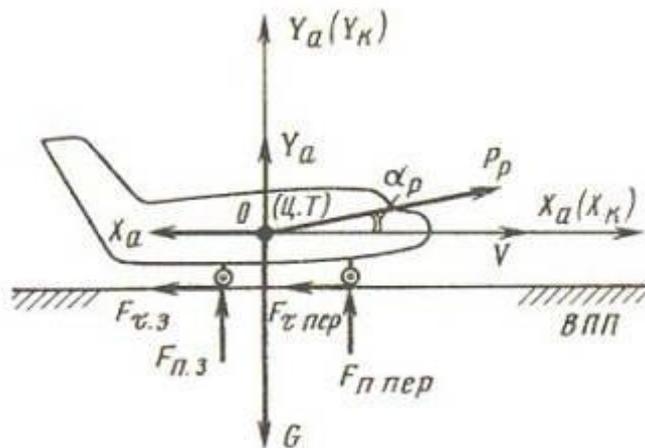


Рис. 11.3. Схема движения самолета при разбеге

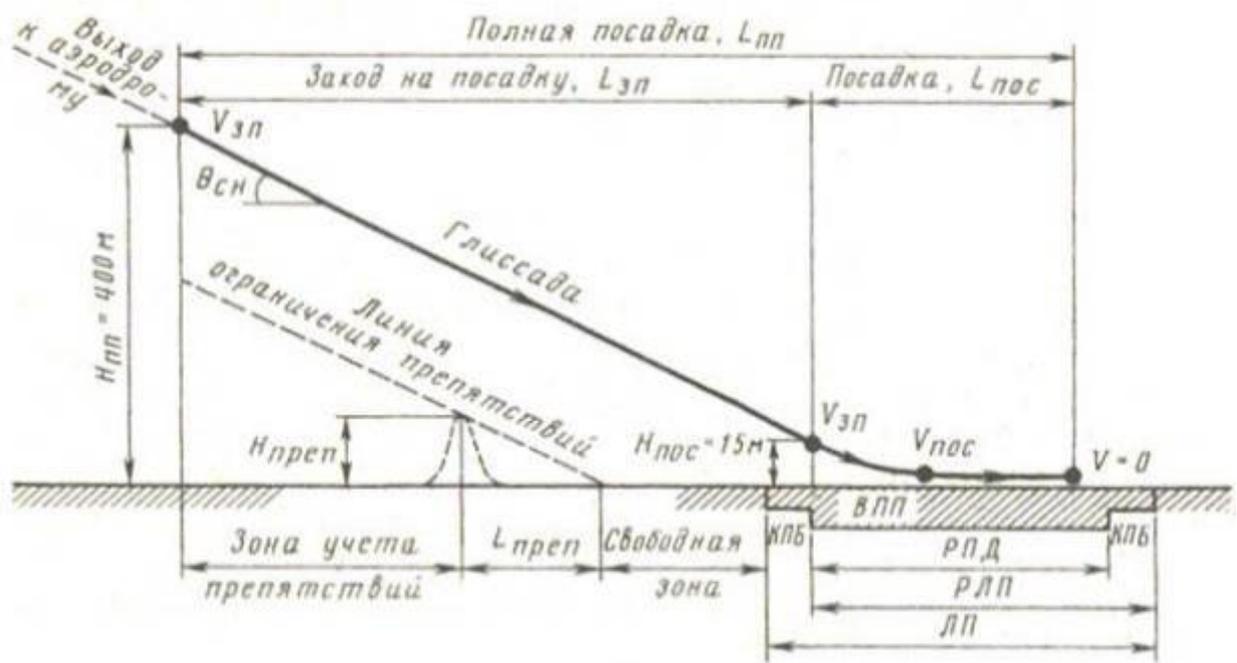


Рис. 11.4. Схема полной посадки самолета

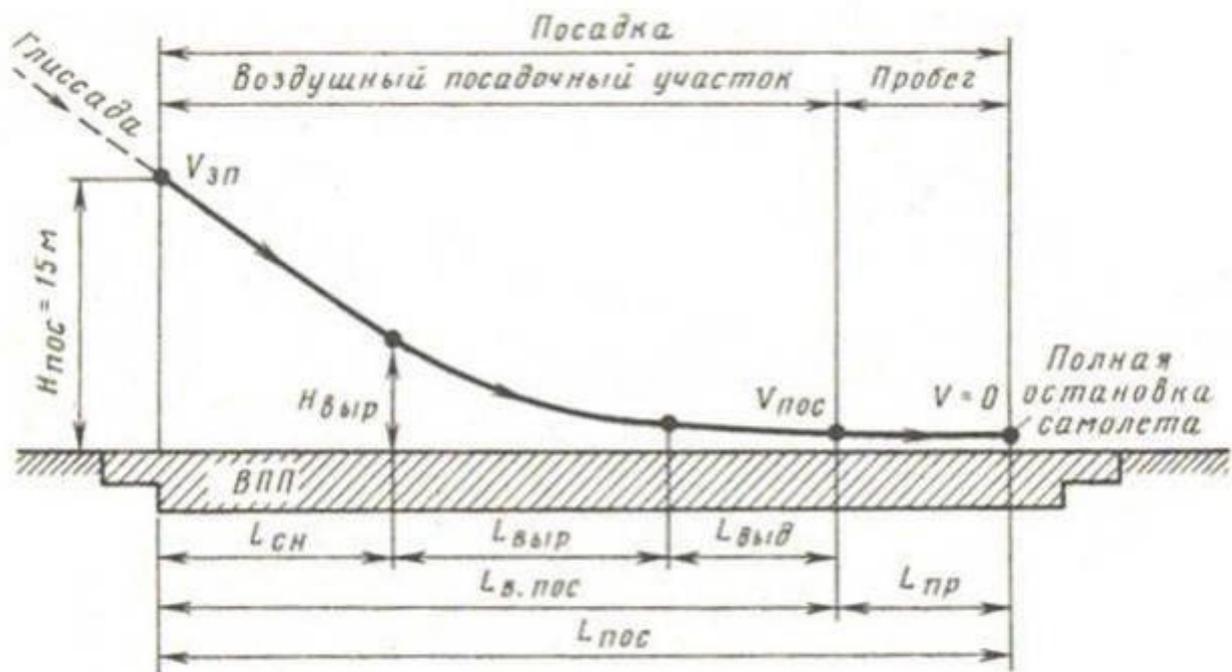


Рис. 11.5. Схема посадки самолета

для лекции № 12.

ТЕМА: Дальность и продолжительность полета. Основные положения устойчивости и управляемости самолета, статическая и динамическая устойчивость.

План:

5. Дальность и продолжительность полета самолета.

6. Основные понятия, определения и уравнения

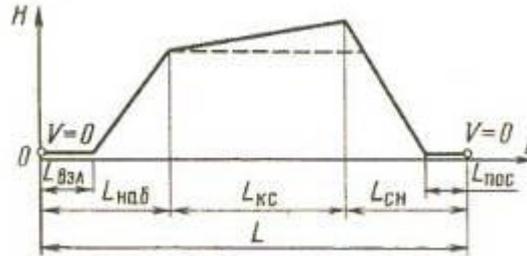


Рис. 12.1. Основные участки траектории полета самолета

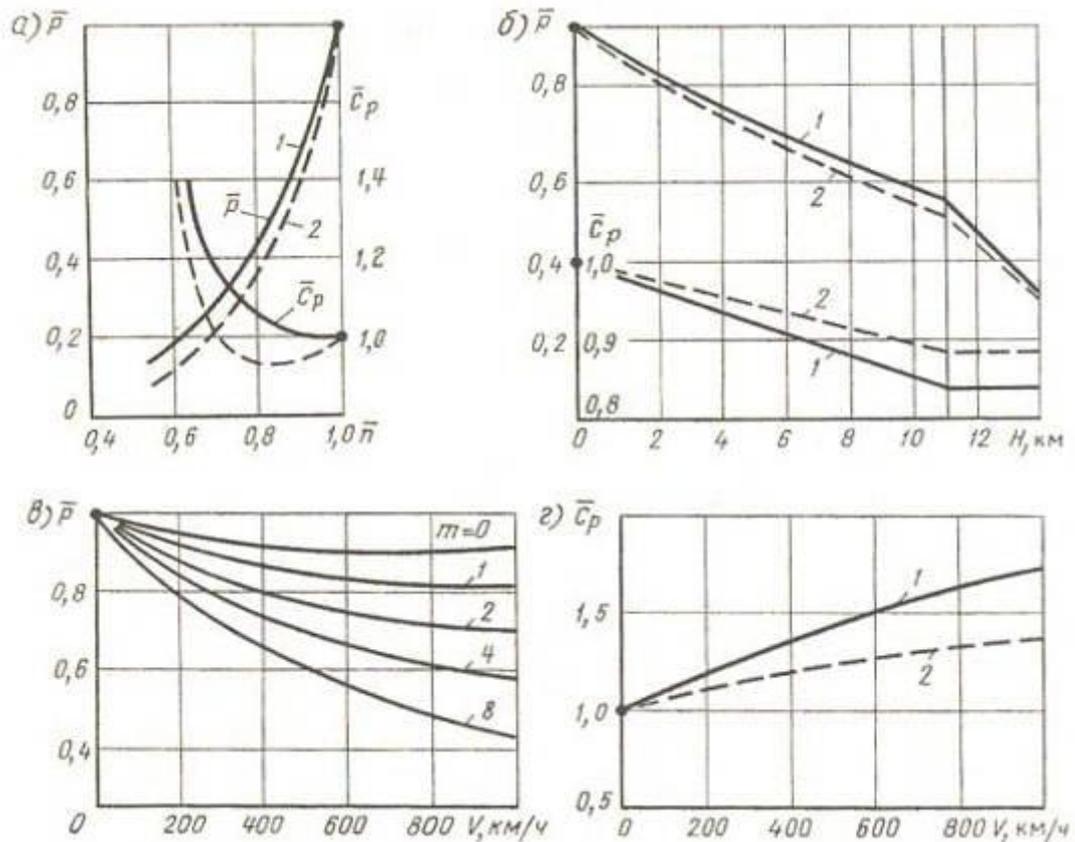


Рис. 12.2. Характеристики турбореактивного двигателя:

a – дроссельные; *б* – высотные; *в* – скоростная характеристика турбореактивного двигателя для тяги; *г* – скоростная характеристика для удельного расхода топлива; 1 – ДТРД ($m=1$); 2 – ТРД

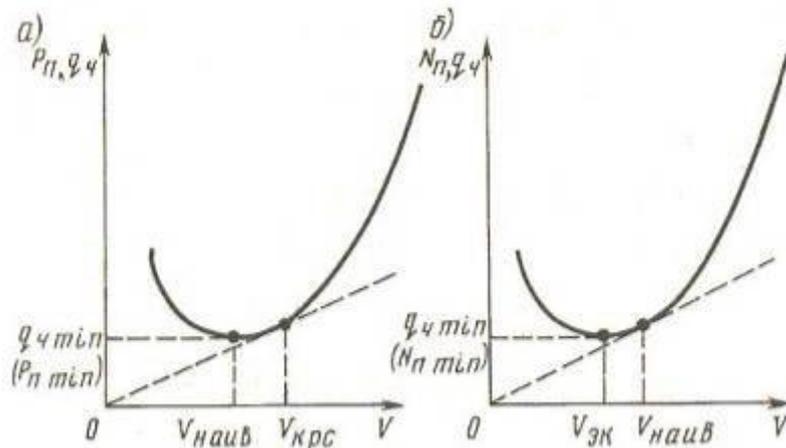


Рис. 12.3. Влияние скорости полета на часовой расход топлива:
 а – самолет с ТРД; б – самолет с ТВД

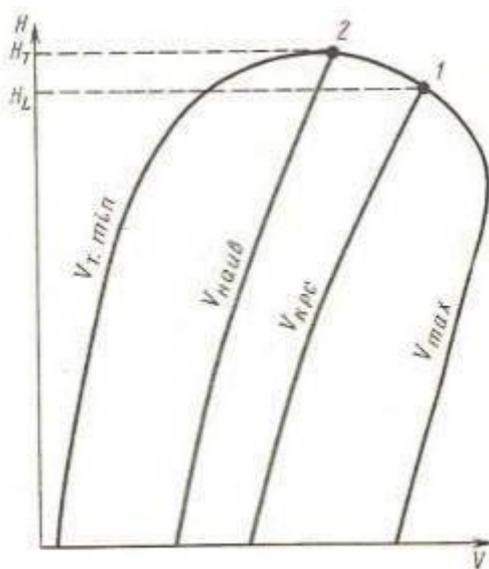


Рис. 12.4. Определение «потолка» по дальности

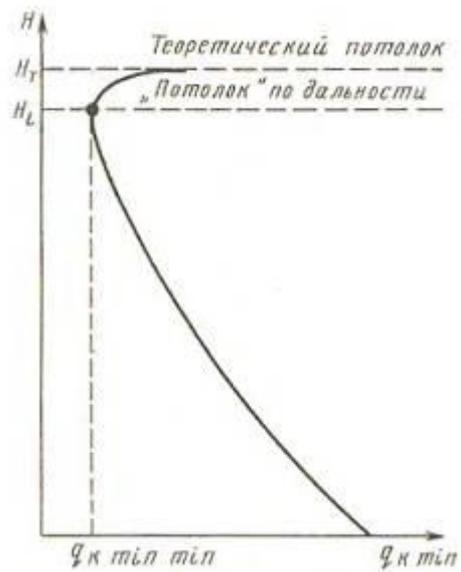


Рис. 12.5. Изменение минимального километрового расхода топлива [режим $\left(\frac{P}{V}\right)_{min}$] с высотой полета

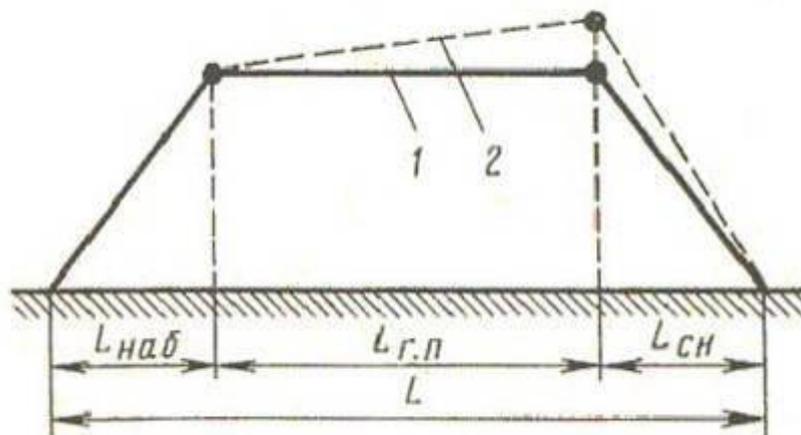


Рис. 12.6. Профиль полета самолета на дальность (1) и полет по «потолкам» (2)

для лекции № 13.

ТЕМА: Конструкционные материалы, применяемые в авиационных конструкциях. Нагрузки, действующие на самолет.

План

1. Силы, действующие на самолет при полете.
2. Понятие перегрузки.
3. Перегрузки в различных условиях полёта.

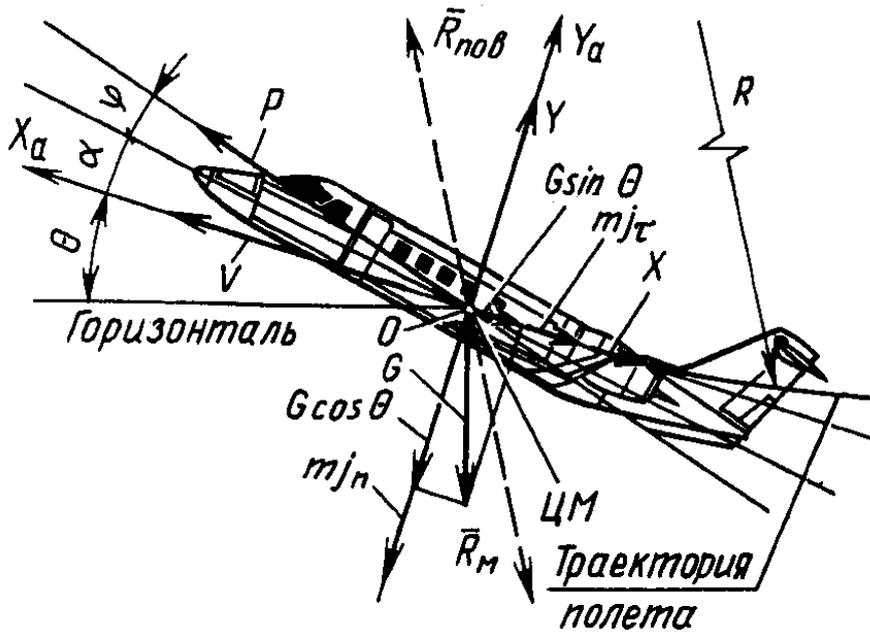


Рис 13.1 Криволинейный полет в вертикальной плоскости

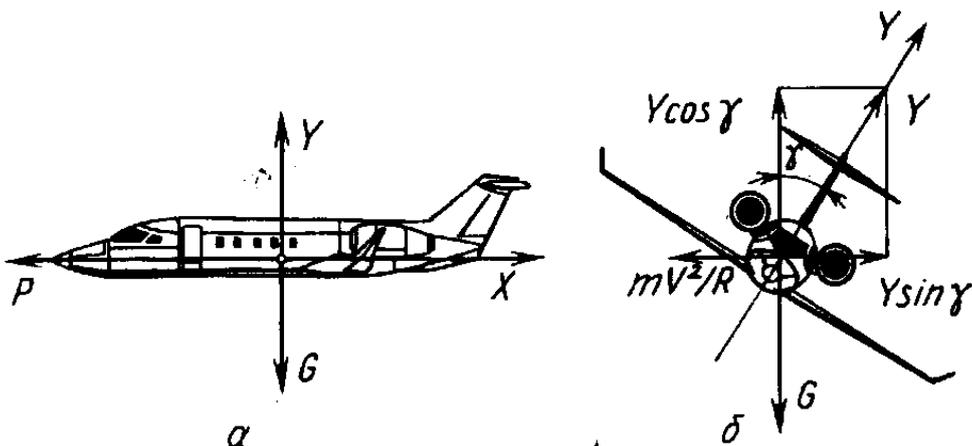


Рис. 13.2 Силы, действующие на фюзеляж:

а – в горизонтальном установившемся полете; б – на вираже.

для лекции № 14.
ТЕМА: Крыло самолёта

План

1. Назначение крыла и требования к нему.
2. Классификация крыла по внешней форме и профилю.
3. Параметры крыла.
4. Прямое, стреловидное и треугольное крылья.
5. Распределенная аэродинамическая нагрузка. Массовые нагрузки крыла.
6. Работа крыла под нагрузкой. Крутящие и изгибающие моменты в конструкции крыла.
7. Основные конструктивные элементы крыла.
8. Конструктивно-силовые схемы крыльев.
9. Стреловидные крылья.

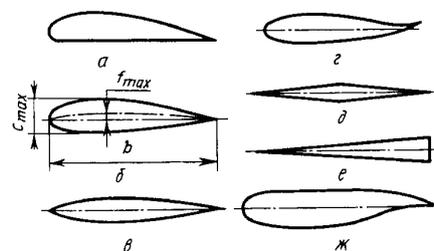
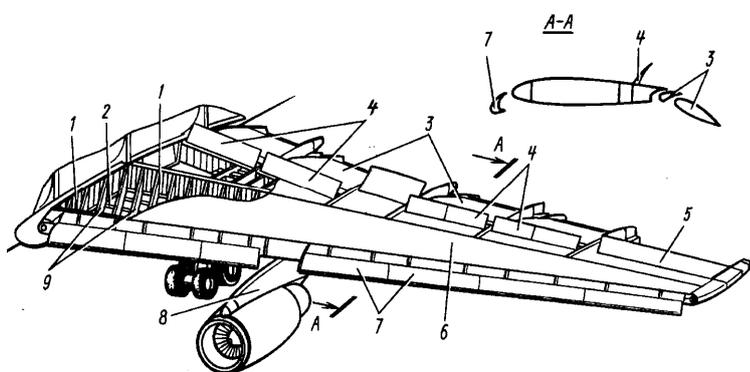


Рис. 14.1 Крыло современного пассажирского самолета:

Рис. 14.12 Формы

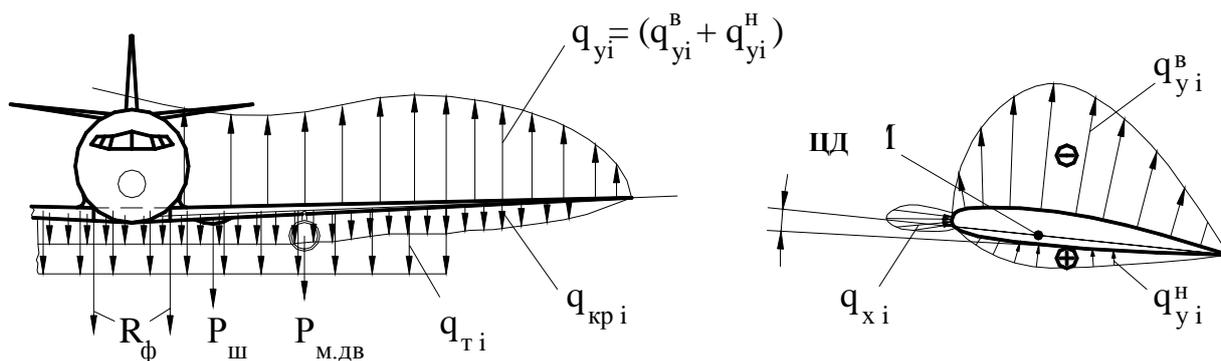


Рис. 14.13 Силы, действующие на крыло: q – распределённые силы, P – сосредоточенные силы.

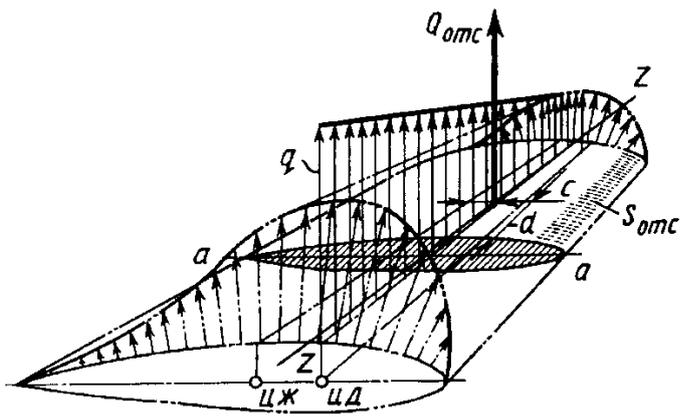


Рис. 14.15. Распределение воздушной нагрузки по размаху и по хорде крыла

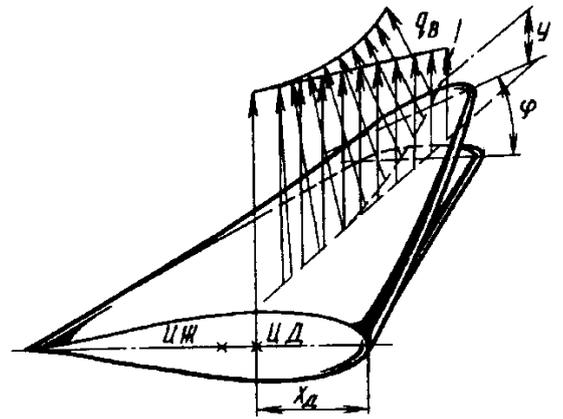


Рис. 14.16. Деформация крыла под действием воздушной нагрузки

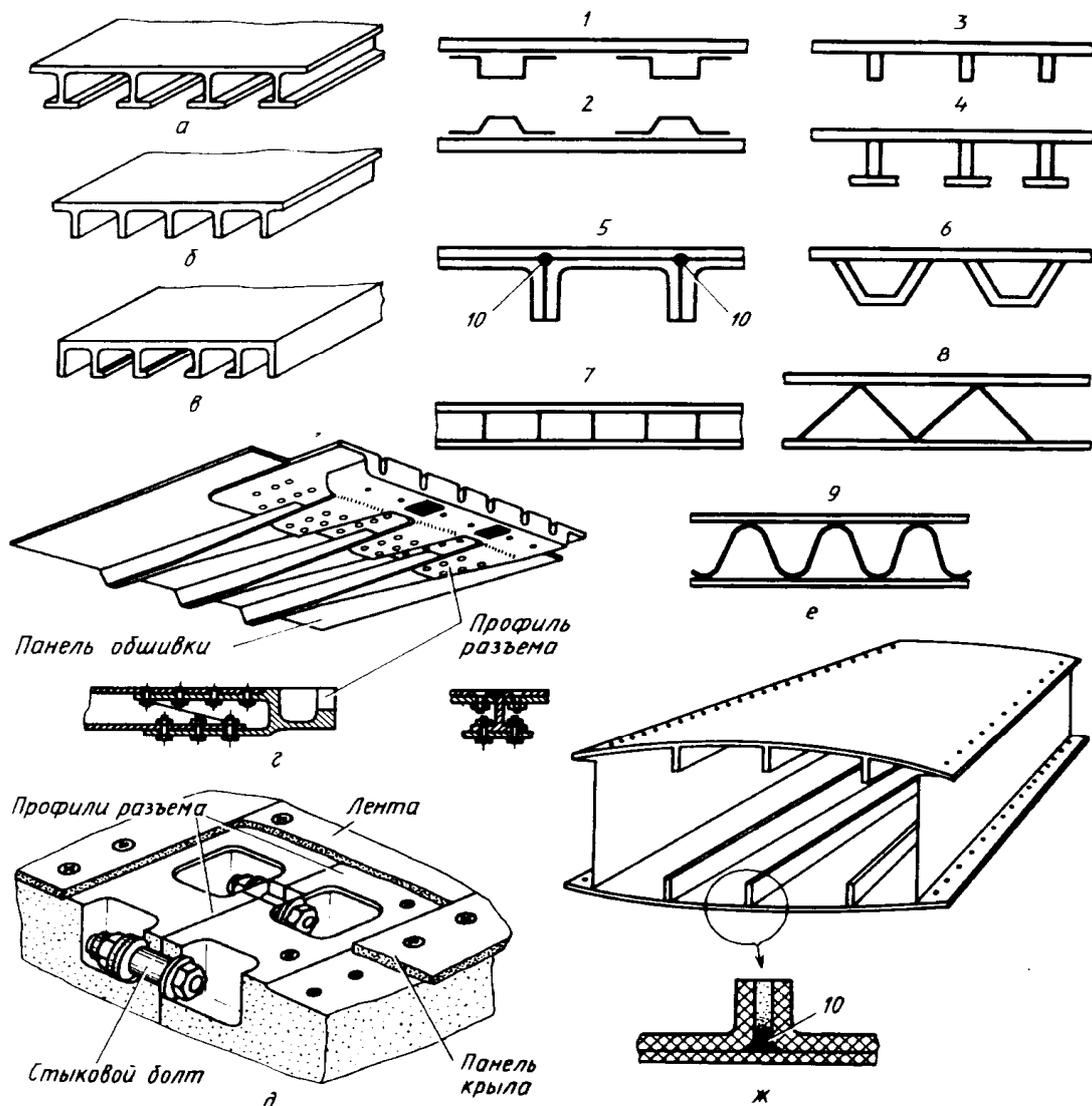


Рис. 14.21. Типовые сечения монолитных панелей (а, б, в). Монолитная панель с профилем разъема (г, д). Панели из КМ (е, ж)

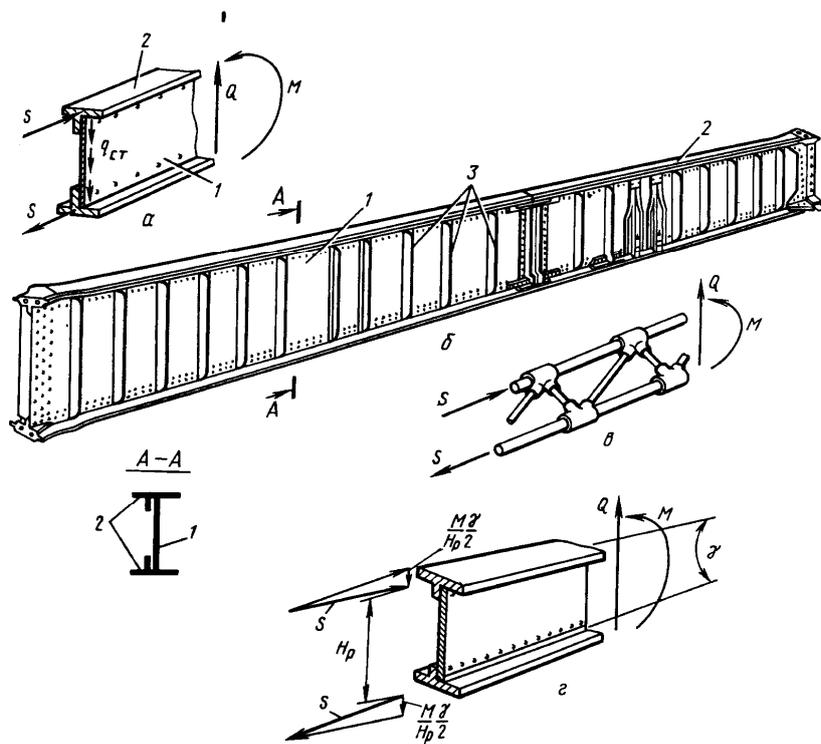


Рис. 14.23. Лонжероны балочной и ферменной конструкции. Уравновешивание поперечной силы Q и изгибающего момента M в сечении лонжерона

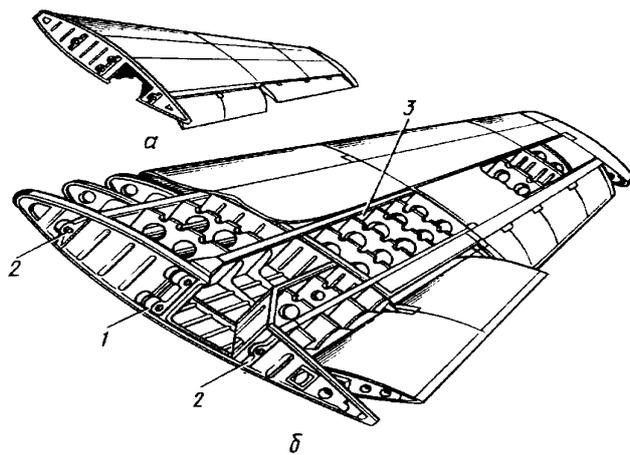


Рис. 14.30. Конструкция однолонжеронного прямого крыла с передней и задней стенками: 1-моментный узел; 2- шарнирные узлы; 3- лонжерон

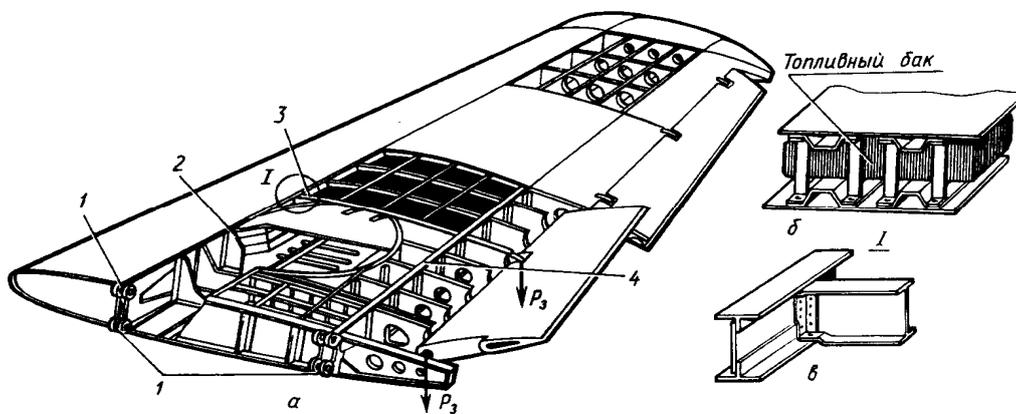


Рис. 14.31. Конструкция двух лонжеронного прямого крыла
 1-моментные узлы; 2- передний лонжерон; 3- усиленная нервюра; 4- задний лонжерон
 P_3 – сосредоточенная сила от закрылка

для лекции № 15.
ТЕМА: Механизация крыла.

План

1. Механизация крыла, назначение и требования
2. Виды механизации крыла
3. Элероны

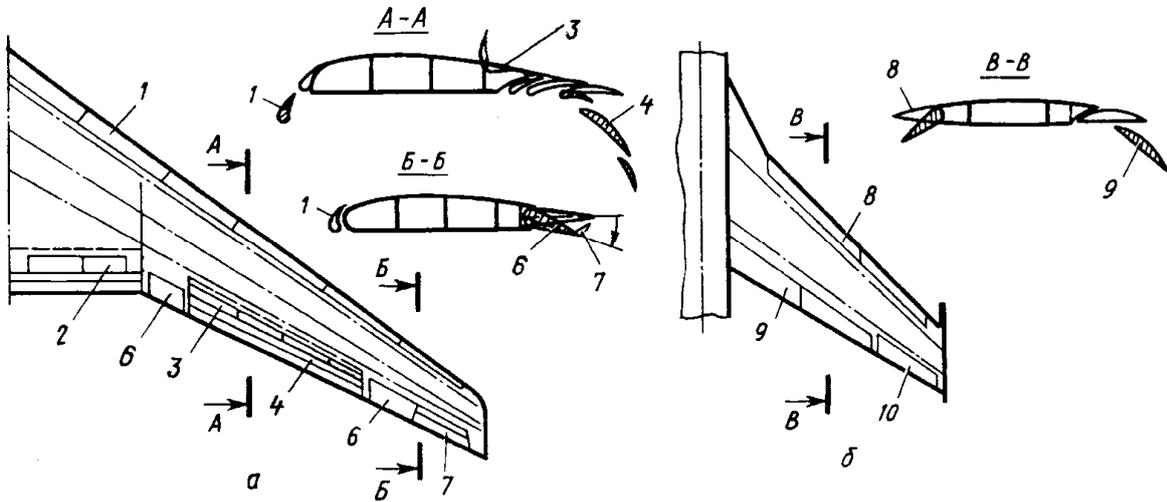


Рис. 15.1. Подвижные части крыла.
1-предкрылки; 2- тормозные щитки; 3- интерцепторы; 4, 9- закрылки; 5, 6- элероны;
7- триммер; 8- отклоняемые носки; 10- элерон-закрылок

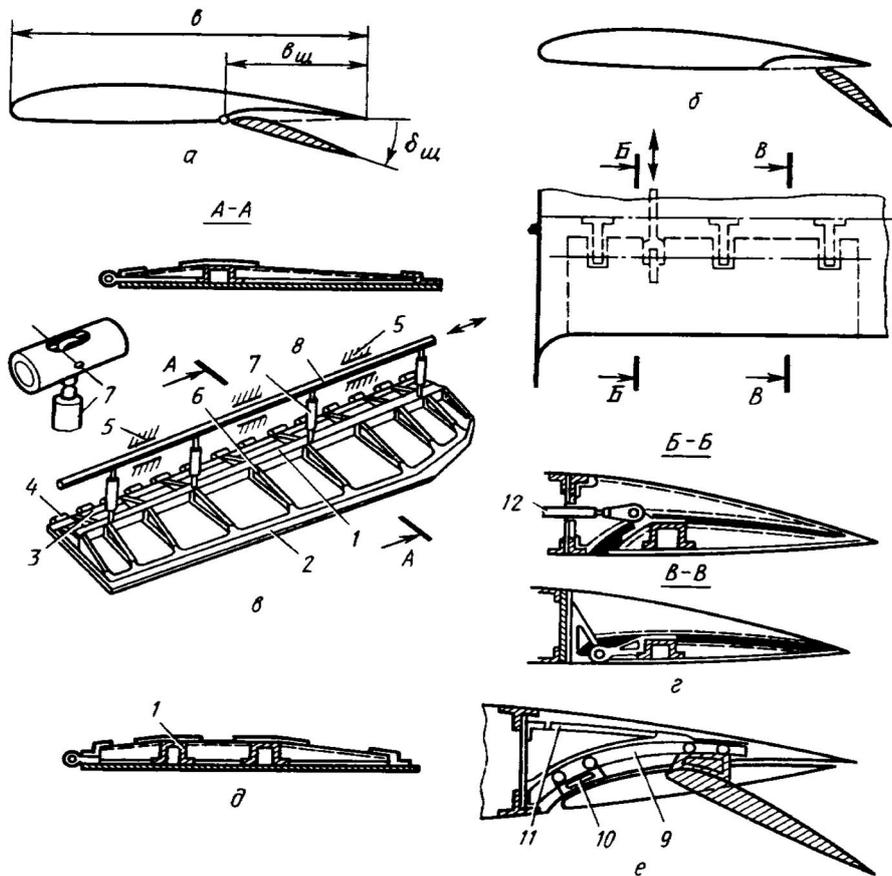


Рис. 15.2. Конструкция щитков

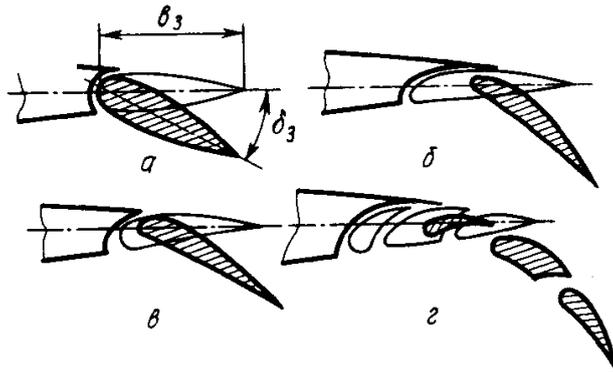


Рис. 15.3. Закрылки

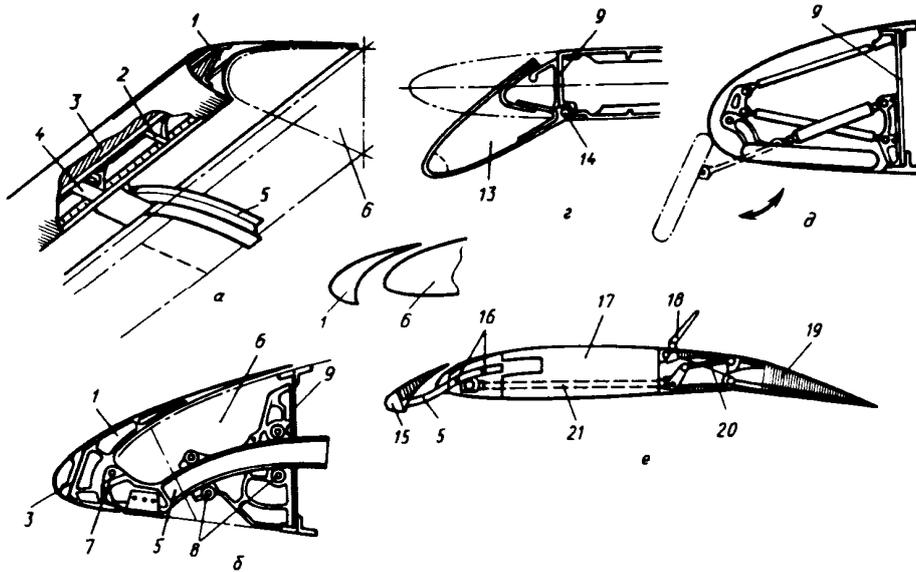


Рис. 15.6. Конструкция элементов механизации передней кромки крыла

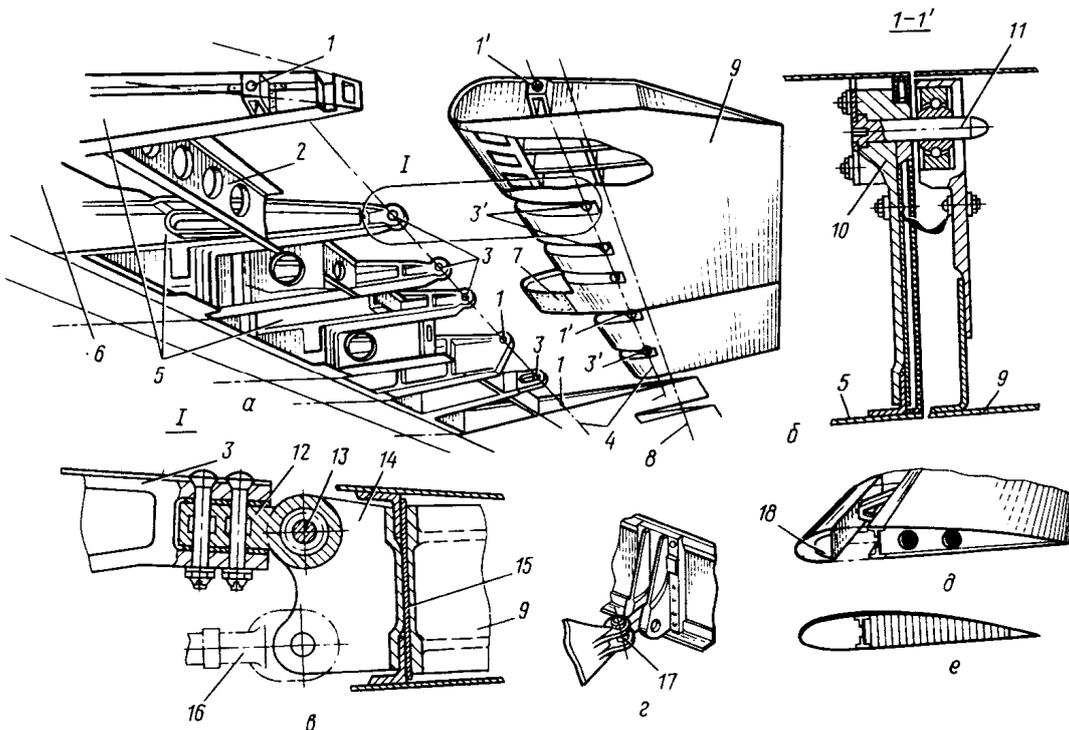


Рис. 15.7. Конструкция элеронов и узлов их навески.

для лекции № 16.
ТЕМА: Оперение.

План

1. Назначение оперения и требования к нему.
2. Схемы и параметры оперения.
3. Нагрузки, действующие на оперение.
4. Работа оперения под нагрузкой. Конструкция и компоновка оперения

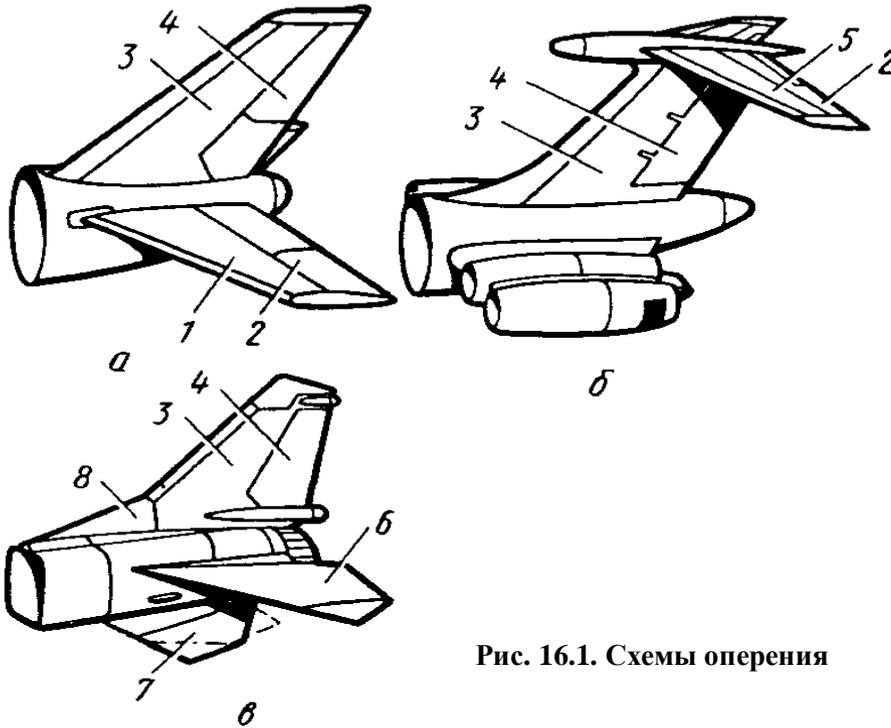


Рис. 16.1. Схемы оперения

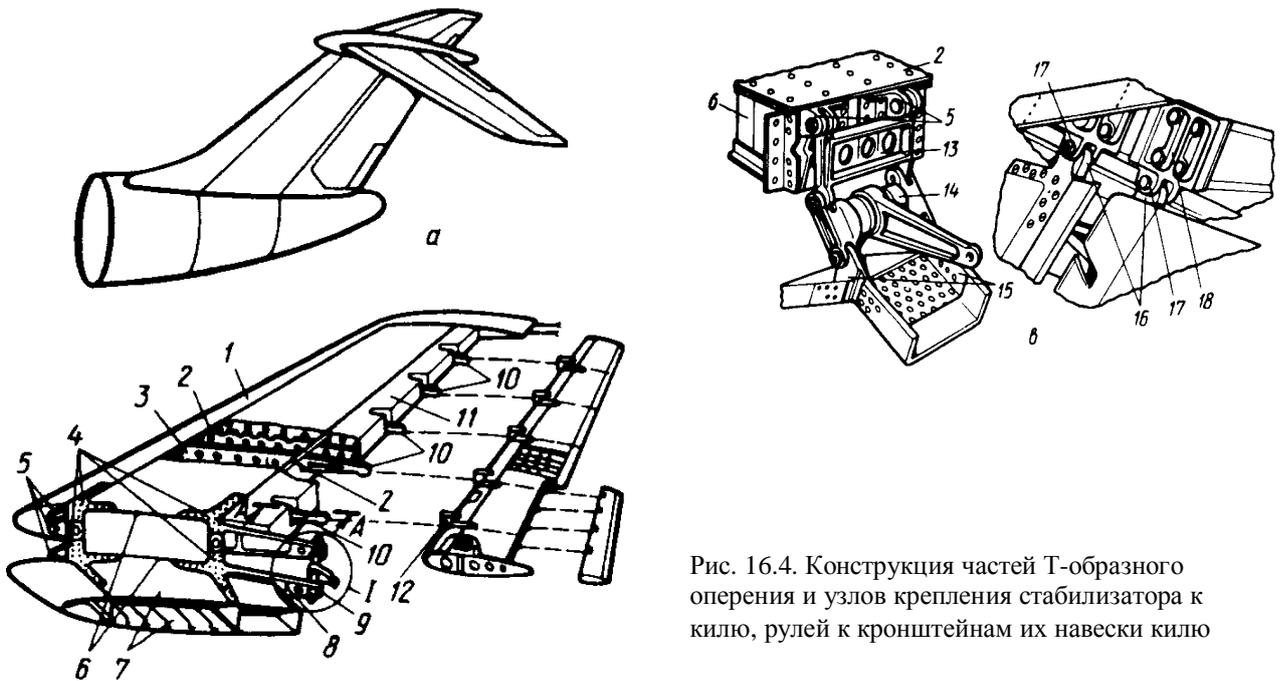


Рис. 16.4. Конструкция частей Т-образного оперения и узлов крепления стабилизатора к киллю, рулей к кронштейнам их навески киллю

для лекции № 17.
ТЕМА: Фюзеляж самолета.

План

1. Назначение фюзеляжа и требования к нему.
2. Внешние формы и параметры фюзеляжа.
3. Основные нагрузки, действующие на фюзеляж. Уравновешивание фюзеляжа.
4. Конструктивно-силовые схемы фюзеляжей.
5. Назначение и конструкция основных силовых элементов фюзеляжа.
6. Кабины фюзеляжа.
7. Система жизнеобеспечения.

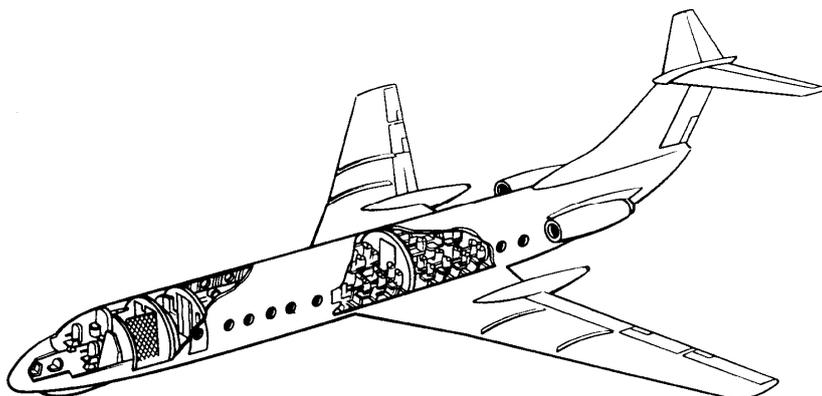


Рис. 17.1. Общий вид, конструкция и компоновка фюзеляжа

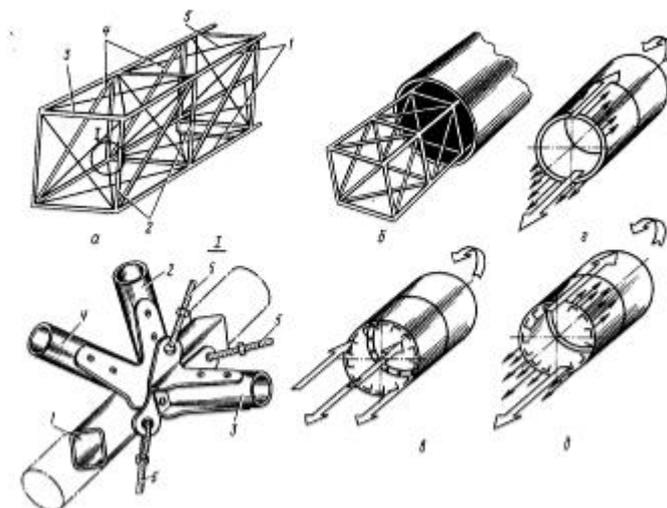


Рис. 17.4. Конструктивно-силовые схемы фюзеляжей

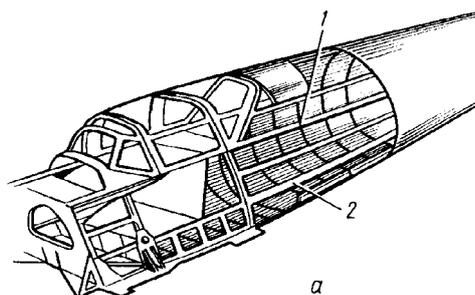


Рис. 17.5. Конструкция фюзеляжа балочно-лонжеронной схемы

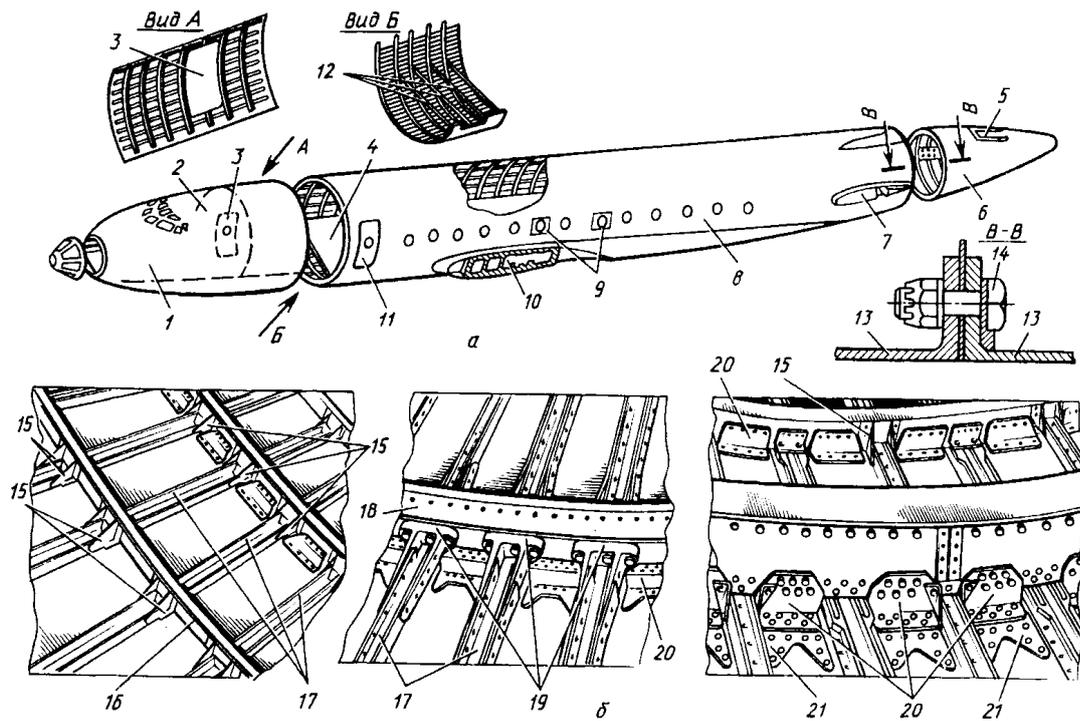


Рис. 17.6. Конструкции фюзеляжа пассажирского самолёта, соединений обшивки, шпангоутов и стрингеров между собой

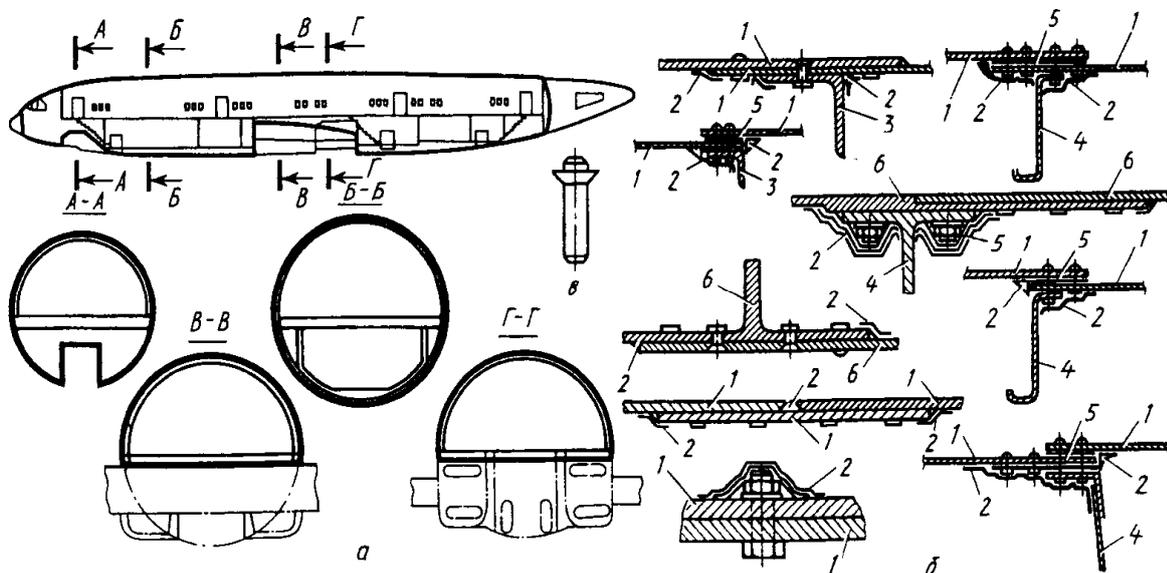


Рис. 17.11. Гермокабина с сечениями. Варианты герметизации стыковых соединений

для лекции № 17.
ТЕМА: Шасси самолёта

План

1. Назначение и основные требования.
2. Схемы и параметры шасси.
3. Нагрузки на шасси и работа шасси под нагрузкой.
4. Элементы конструкции опор и их назначение.
5. Конструктивно-силовые схемы шасси.
6. Опорные элементы.
7. Амортизация шасси.

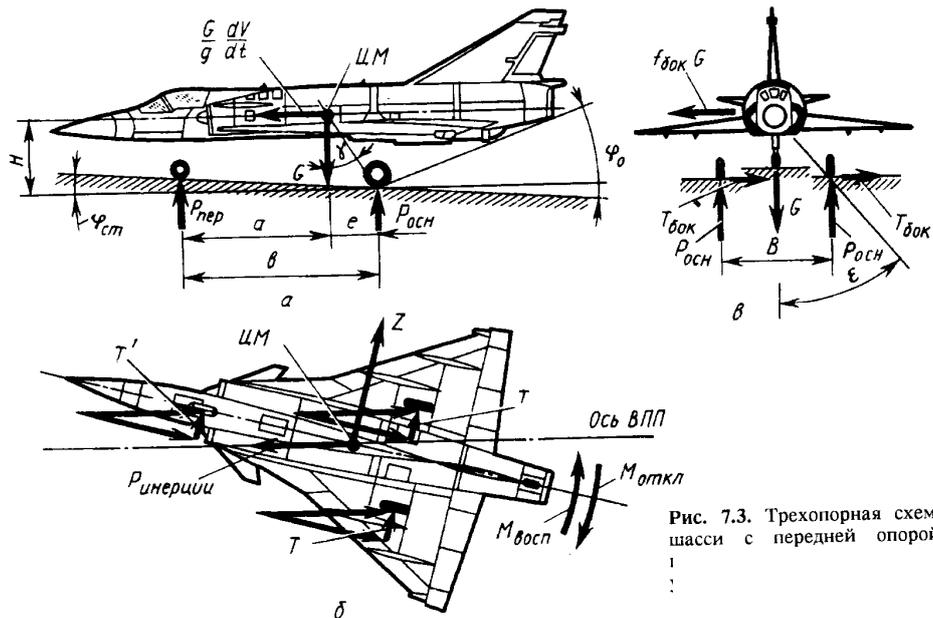


Рис. 18.2. Трёхопорная схема шасси с передней опорой, параметр

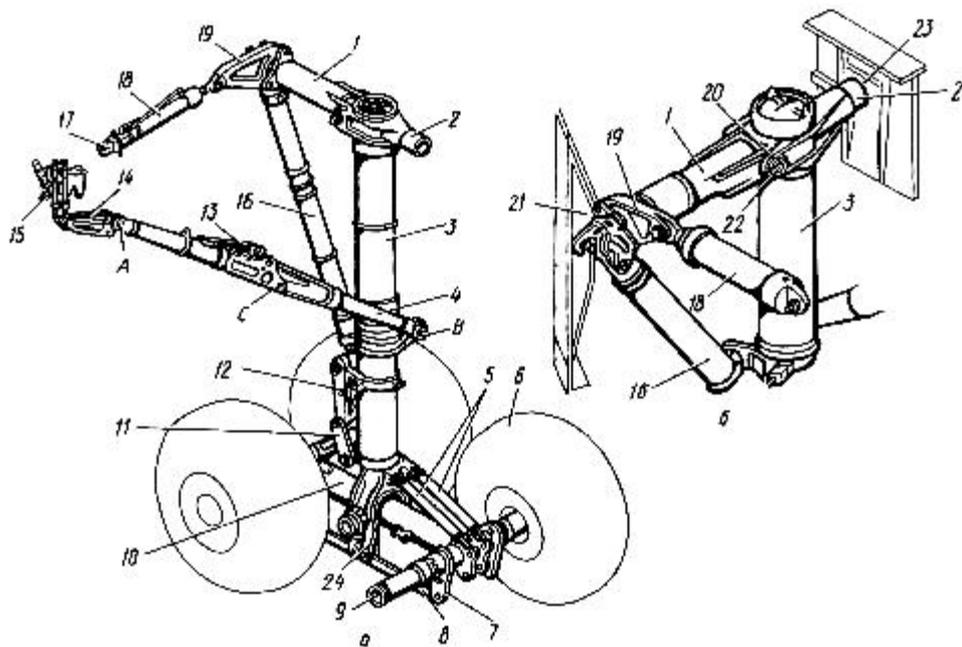


Рис. 18.4. Конструкция основной опоры с тележкой, траверсы и узлов ее крепления

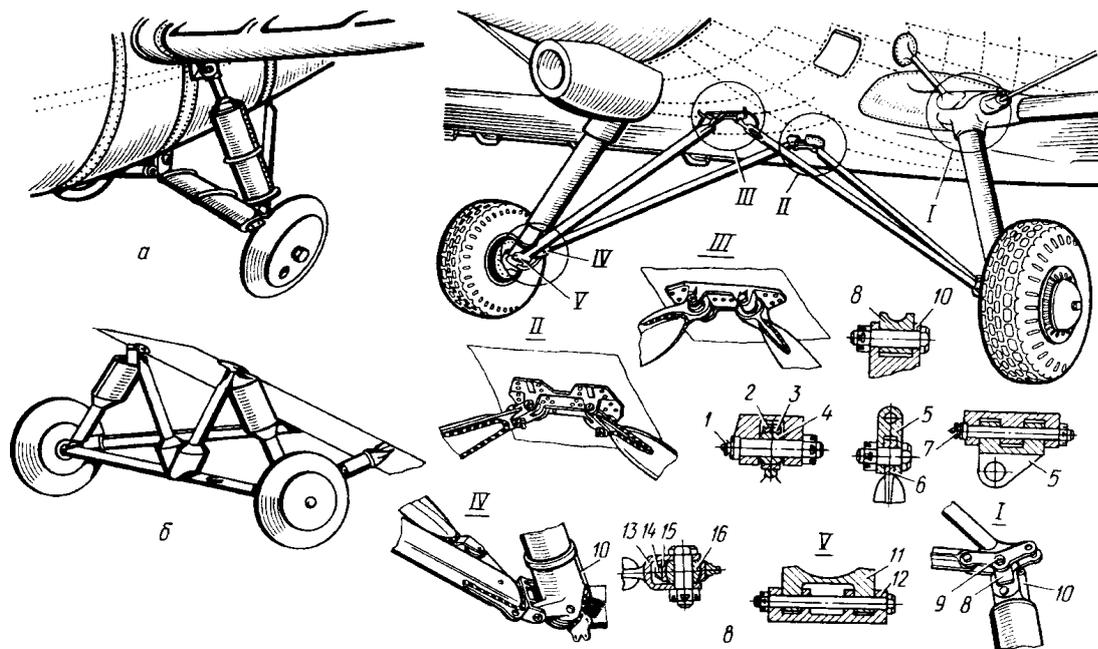


Рис. 18.6. Варианты конструкции ферменного шасси

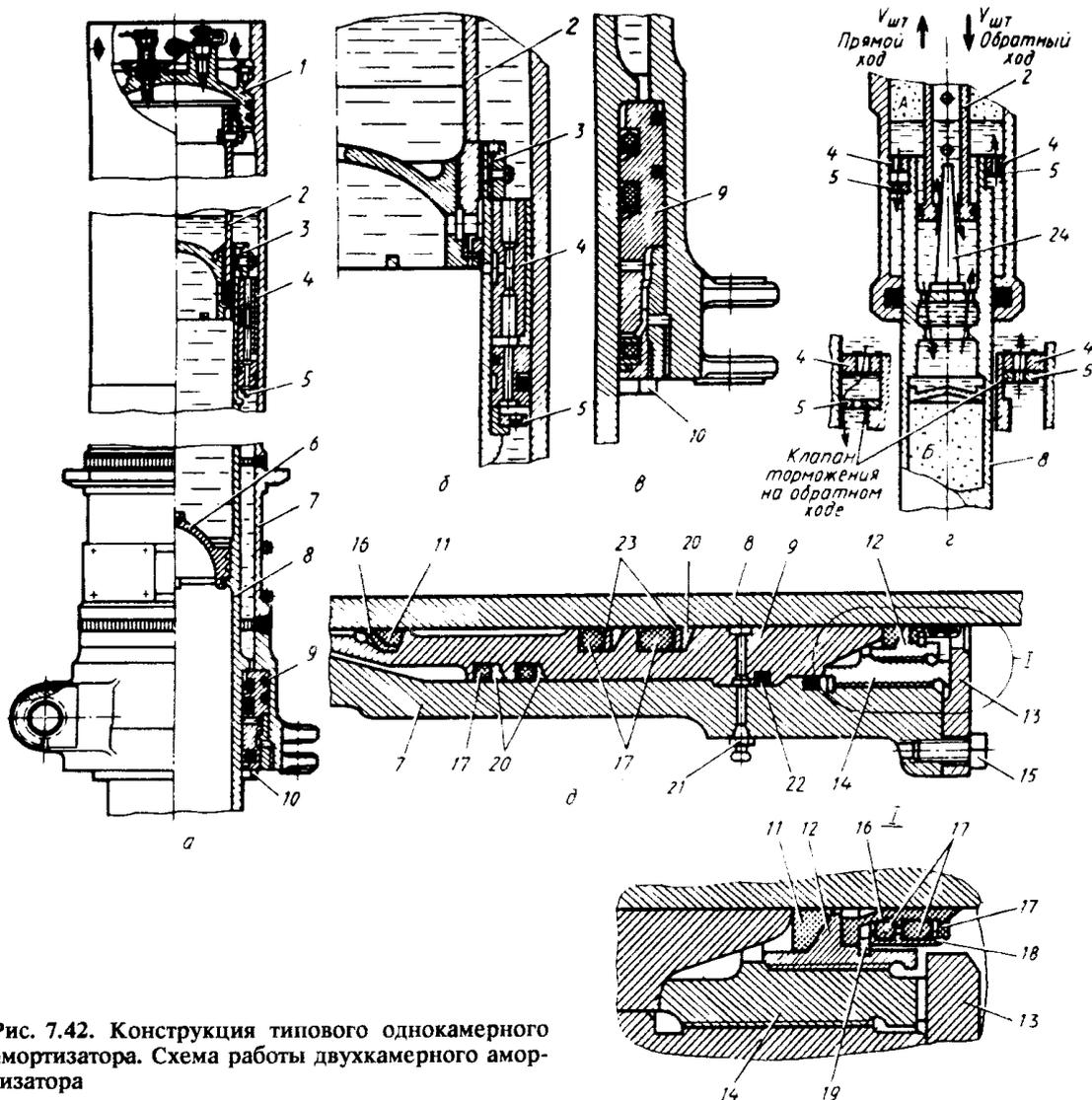


Рис. 7.42. Конструкция типового однокамерного амортизатора. Схема работы двухкамерного амортизатора

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

**ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени ИСЛАМА КАРИМОВА**

ФАКУЛЬТЕТ ИНЖЕНЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Кафедра: «Техническая эксплуатация воздушных судов и оборудования»

ТЕСТОВЫЕ ВОПРОСЫ

**по дисциплине: «АЭРОДИНАМИКА И
КОНСТРУКЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

№	Вопросы	А	В	С	Д
1.	В каком ответе дано правильное определение самолёту?	самолёт – летательный аппарат тяжелее воздуха с аэродинамическим принципом полёта	самолёт – летательный аппарат тяжелее воздуха, у которого подъёмная сила создаётся за счёт движения лопастей несущего винта	самолёт – без двигательный летательный аппарат тяжелее воздуха, подъёмную силу которого создаёт неподвижное относительно корпуса крыло	самолёт – летательный аппарат тяжелее воздуха с баллистическим принципом полёта
2.	Что входит в структурную схему самолёта?	планер, силовая установка, оборудование и управление, топливо, целевая нагрузка, экипаж и снаряжение	планер, крыло, двигатели, оборудование, топливо, целевая нагрузка	крыло, топливная система, система управления двигателями, оборудование и управление, целевая нагрузка	крыло, оперение, шасси, электрооборудование, система жизнеобеспечения, экипаж и снаряжение
3.	Основные виды классификации самолётов?	по аэродинамической схеме, конструктивному признаку и назначению	по взлетному весу	по грузоподъёмности и скороподъёмности	по размерам основных агрегатов
4.	На какие виды разделяются самолёты-монопланы по расположению крыла относительно фюзеляжа?	низкопланы, высокопланы, среднепланы	высокопланы, бипланы, полуторопланы	низкопланы, бипланы, подкостные	среднепланы, низкопланы, полуторопланы
5.	Как определяется масса конструкции планера самолёта?	$m_{кон} = m_{кр} + m_{ф} + m_{оп}$	$m_{кон} = m_{кр} + m_{т} + m_{оп}$	$m_{кон} = m_{кр} + m_{опер}$	$m_{кон} = m_{т} + m_{ц.н.}$
6.	Какие условия выполняются для установившегося прямолинейного полёта в горизонтальной плоскости?	$P = X, Y = G, V = const, H = const, Z = 0$	$P \neq X, Y = G, V \neq const, H = const, Z \neq 0$	$P = X, Y \neq G, V = const, H \neq const, Z = 0$	$P = X, Y = G, V \neq const, H \neq const, Z \neq 0$
7.	Как определяется коэффициент безопасности?	$f = \frac{P_{разр}}{P_{эксн\max}}$	$f = P_{разр}$	$f = P_{\max}^{эксн}$	$f = \frac{P_{\max}^{эксн}}{P_{разр}}$
8.	Чему равна скорость распространения	$a = 341,1$ метр/секунд или $a = 1228$ км/час	$a = 335,3$ метр/секунд или $a = 1207$ км/час	$a = 329,4$ метр/секунд или $a = 1185,7$ км/час	$a = 333,3$ метр/секунд или $a = 1200$ км/час

	звука у земли при стандартных условиях, то есть при $t = +15^{\circ}\text{C}$, $p_H = 760 \text{ мм.рт.ст.}$, $H = 0$?				
9.	Правильно перечислите параметры, характеризующие крыло при виде в плане?	$S, l, b_0, b_{кц}, b_{борт}, \lambda, \eta, \chi^{\circ}$	$\varphi_0, \theta, b, d, c_{max}, f_{max}, S, n$	$H, \gamma, c, e, B, b, S, l$	$l_{н.ч.}, l_{хв.ч.}, \lambda_{н.ч.}, \lambda_{хв.ч.}, \chi^{\circ}, c, b, S$
10.	В каком ответе правильно перечислены формы профилей крыла?	плосковыпуклый, вогнуто-выпуклый, двояковыпуклый несимметричный, двояковыпуклый симметричный, ромбовидный, клиновидный	прямой, эллиптический, стреловидный, треугольный, крестообразное, коробчатое	прямоугольный, свободнонесущий, подкосный, двояковыпуклый, монопланый, ромбовидный	трапецевидный, двухбалочный, коробчатый, нормальный, вогнуто-выпуклый, двояковыпуклый несимметричный, двояковыпуклый симметричный
11.	Как определяется относительная толщина профиля крыла \bar{c} ?	$\bar{c} = \frac{c_{max}}{b}$	$\bar{c} = \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}}$	$\bar{c} = \frac{b_0}{b_{кц}}$	$\bar{c} = \frac{f_{max}}{b}$
12.	По какой формуле определяется лобовое сопротивление крыла $X_{кр}$?	$X_{кр} = C_x \frac{\rho V^2}{2} S_{кр}$	$X_{кр} = \frac{\rho V^2}{2} S_{кр}$	$X_{кр} = C_y \frac{\rho V^2}{2} S_{кр}$	$X_{кр} = C_x \frac{V^2}{2} S_{кр}$
13.	Какими элементами крыла воспринимается перерезающая сила Q_n ?	только стенками лонжеронов	поясами лонжеронов, обшивкой и стрингерами	только обшивкой и стенками лонжеронов	всеми продольными элементами
14.	Какие силы воспринимают пояса лонжеронов?	растяжение и сжатие	срез и кручение	растяжение и изгиб	перерезывающую силу и сжатие
15.	По восприятию какой силы (момента) различаются конструктивно-силовые схемы крыльев?	изгибающего момента	перерезывающей силы	крутящего момента	перерезывающей силы и крутящего момента
16.	Из каких элементов	из нормальных и усиленных нервюр	из нервюр и стрингеров	из лонжеронов и нервюр	из лонжеронов, продольных

	состоит поперечный набор каркаса крыла?				стенок и стрингеров
17.	Как осуществляются стыковые соединения кессонных крыльев?	с помощью моментных узлов на лонжеронах и контурных узлов (профилей разъёма) на панелях	с помощью моментных узлов на лонжеронах и шарнирных узлов на продольных стенках	с помощью шарнирных узлов на лонжеронах и моментных узлов на продольных стенках	с помощью контурных узлов на панелях и на продольных стенках
18.	Какие устройства относятся к механизации задней кромки крыла?	простые щитки, выдвижные щитки, поворотные закрылки, выдвижные закрылки, щелевые закрылки	предкрылки, отклоняемые носки, щитки Крюгера	гасители подъёмной силы, интерцепторы, предкрылки, закрылки, сервокомпенсаторы	спойлеры, интерцепторы, элероны, щитки Крюгера, роговая компенсация
19.	Для чего предназначен триммер?	вспомогательная рулевая поверхность, предназначенная для уменьшения (снятия) усилий на рычагах управления самолётом при изменении режима полёта	орган управления самолётом, предназначенный для поперечного управления и балансировки самолёта относительно оси Ox	орган управления самолётом, предназначенный для продольного управления и балансировки самолёта относительно оси Oz	орган управления самолётом, предназначенный для путевого управления и балансировки самолёта относительно оси Oy
20.	Для чего служит вертикальное оперение?	предназначен для обеспечения путевой устойчивости, управляемости и балансировки самолёта относительно оси Oy	предназначен для обеспечения поперечной устойчивости, управляемости и балансировки самолёта относительно оси Ox	предназначен для обеспечения продольной устойчивости, управляемости и балансировки самолёта относительно оси Oz	предназначен для уменьшения усилий на рычагах управления самолётом при изменении режима полёта
21.	Как располагается оперение в «нормальной» аэродинамической схеме самолёта?	горизонтальное и вертикальное оперение располагаются позади крыла в хвостовой части фюзеляжа	горизонтальное оперение располагается впереди крыла в носовой части фюзеляжа	горизонтальное оперение отсутствует	горизонтальное оперение располагается на киле
22.	Какие виды нагрузок действуют на хвостовое оперение?	уравновешивающие нагрузки, маневренные нагрузки и нагрузки при полёте в беспокойном воздухе	только уравновешивающие нагрузки	только маневренные нагрузки	только уравновешивающие и маневренные нагрузки

23.	Дайте правильное определение фюзеляжу?	базовый агрегат самолёта, предназначенный для размещения экипажа, пассажиров, грузов и оборудования	строительная основа самолёта, предназначенная для взлета, посадки, передвижения и стоянки самолёта на земле	основная несущая поверхность самолёта, предназначенная для крепления крыла, шасси, оперения и двигателей	несущая поверхность самолёта, предназначенная для обеспечения устойчивости и управляемости
24.	Типовые формы поперечных сечений фюзеляжа?	круглое, сечение, образованное двумя окружностями разных диаметров, эллиптическое, прямоугольная форма с овальными сводами	сечение, образованное двумя окружностями разных диаметров, плосковыпуклое, стреловидное, крестообразное	круглое, прямоугольная форма с овальными сводами, вогнуто-выпуклое, конвертируемое	эллиптическое, круглое, треугольное, ромбовидное, клиновидное
25.	Из каких конструктивных элементов состоит балочно-лонжеронный фюзеляж?	лонжероны (усиленные стрингеры), стрингеры, шпангоуты, обшивка	лонжероны, нервюры, продольные стенки, шпангоуты	С) стрингеры, шпангоуты, обшивка	только шпангоуты и обшивка
26.	Какие элементы поперечного сечения фюзеляжа воспринимают изгибающий момент?	элементы верхнего и нижнего сводов	только элементы нижнего свода	С) боковая обшивка фюзеляжа	все элементы сечения совместно с обшивкой
27.	В каком ответе правильно указаны возможные конструктивно-силовые схемы шасси?	балочные, ферменные, ферменно-балочные	балочные, ферменные	ферменные, ферменно-балочные	балочные, ферменно-балочные
28.	Как достигается управление самолетом?	потребным изменением сил на крыле и оперении самолета путем соответствующего отклонения рулевых поверхностей	выпуском предкрылков на требуемый угол	выпуском закрылков на требуемый угол	включением в систему механизмов улучшающих летную характеристику самолета
29.	В каком ответе правильно перечислены летательные аппараты с аэродинамически	самолёт, планер, вертолёт	самолёт, планер, аэростат	самолёт, вертолёт, дирижабль	самолёт, аэростат, дирижабль

	м принципом полёта?				
30.	На какие основные типы делятся самолёты гражданской авиации?	пассажирские самолёты, грузовые самолёты, легкие самолёты (самолёты специального назначения, учебно-тренировочные и спортивные самолёты)	пассажирские самолёты, сельскохозяйственные самолёты, санитарные самолёты	самолёты местных воздушных линий, санитарные самолёты, самолёты первоначального обучения	магистральные самолёты, межконтинентальные самолёты, административные самолёты
31.	По какому признаку определяется аэродинамическая схема самолёта?	по расположению относительно друг-другу крыла и оперения	по расположению крыльев относительно фюзеляжа	по расположению опор самолёта	по расположению двигателей
32.	В каком ответе правильно перечислены схемы шасси?	трехопорная, велосипедная, многоопорная схема	трехопорная, многоопорная, колесная схема	трехопорная с хвостовой опорой, нормальная, поплавковая	многоопорная, велосипедная, гусеничное
33.	Какие силы относятся к массовым силам?	сила тяжести G , инерционные силы N_n и N_τ	аэродинамические силы R_a , инерционные силы N_n и N_τ	сила тяжести G , аэродинамические силы R_a	тяга двигателей $P_{дв}$, инерционные силы N_n и N_τ
34.	Какие условия выполняются для неустановившегося прямолинейного полёта в горизонтальной плоскости?	$P \neq X$, $Y = G$, $V \neq const$, $H = const$, $Z = 0$	$P = X$, $Y \neq G$, $V = const$, $H \neq const$, $Z = 0$	$P = X$, $Y = G$, $V \neq const$, $H \neq const$, $Z \neq 0$	$P = X$, $Y = G$, $V = const$, $H = const$, $Z = 0$
35.	Определите основное назначение крыла?	несущая поверхность, предназначенная для создания потребной аэродинамической подъёмной силы	устройство, предназначенная для управления подъёмной силой и сопротивлением самолёта	несущая поверхность, являющиеся органом продольной устойчивости и управляемости	несущая поверхность, являющиеся органом путевой устойчивости и управляемости
36.	Что означает число M (Маха)?	отношение скорости потока воздуха (или скорости полёта) к скорости распространения звука $M = \frac{V}{a}$	отношение скорости распространения звука к скорости потока воздуха (или скорости полёта) $M = \frac{a}{V}$	отношение подъёмной силы крыла к лобовому сопротивлению крыла $M = \frac{Y}{X}$	отношение лобового сопротивления крыла к подъёмной силе крыла $M = \frac{X}{Y}$
37.	Правильно	b , c_{max} , f_{max} , \bar{c} ,	S , l , b_0 , $b_{конц}$,	H , γ , c , e , B ,	$l_{н.ч.}$, $l_{хв.ч.}$, $\lambda_{н.ч.}$,

	перечислите параметры поперечного сечения - профиля крыла?	\bar{f}, r	$b_{\text{опт}}, \chi^\circ$	S	$\lambda_{\text{хв.ч.}}, d, S$
38.	Как определяется удлинения (λ) для крыльев любой формы?	$\lambda = \frac{l_{\text{кр}}^2}{S_{\text{кр}}}$	$\lambda = \frac{c_{\text{max}}}{b}$	$\lambda = \frac{b_0}{b_{\text{кц}}}$	$\lambda = \frac{f_{\text{max}}}{b}$
39.	Как определяется относительная кривизна (вогнутость) профиля крыла \bar{f} ?	$\bar{f} = \frac{f_{\text{max}}}{b}$	$\bar{f} = \frac{l_{\text{кр}}^2}{S_{\text{кр}}}$	$\bar{f} = \frac{c_{\text{max}}}{b}$	$\bar{f} = \frac{b_0}{b_{\text{кц}}}$
40.	Как определяется удельная нагрузка на крыло p ?	$p = \frac{G}{S_{\text{кр}}}$	$p = C_x \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{кр}}$	$p = \frac{S_{\text{кр}}}{G}$	$p = C_y \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{кр}}$
41.	Какими элементами крыла воспринимается изгибающий момент $M_{\text{изг}}$?	поясами лонжеронов, обшивкой и стрингерами	только стенками лонжеронов	только обшивкой и стенками лонжеронов	всеми продольными и поперечными элементами
42.	Какие силы (моменты) воспринимает стенка лонжерона?	перерезывающую силу и частично крутящий момент	изгибающий момент и крутящий момент	только изгибающий момент	изгибающий момент и перерезывающую силу
43.	Какие бывают конструктивно-силовые схемы крыла?	лонжеронные, кессонные (моноблочные)	многолонжеронные и кессонные	моноблочные и кессонные	однолонжеронные, двух лонжеронные и кессонные
44.	Как осуществляются соединения частей крыла между собой и с центропланом?	с помощью шарнирных узлов, моментных узлов и контурных узлов (профилей разъемов)	с помощью моментных узлов, соединения «вилка-ухо» и контурных узлов	с помощью шарнирных узлов, фитингов и болтов	с помощью моментных узлов, соединения «гребенка-вилка» и соединения «вилка-ухо»
45.	По какой формуле определяется расчётная аэродинамическая распределенная нагрузка $q_{\text{аэр}}^p$?	$q_{\text{аэр}}^p = \frac{G_0 n^p}{L_{\text{кр}}} (\bar{\Gamma}_{\text{пр}})$	$q_{\text{аэр}}^p = \frac{G_0 n^p}{b_{\text{кц}}} \bar{\Gamma}_{\text{пр}}$	$q_{\text{аэр}}^p = \frac{G_{\text{кр}} n^p}{S_{\text{кр}}} b_{\text{сеч}}$	$q_{\text{аэр}}^p = \frac{G_{\text{т}} n^p}{S_{\text{т.отс.}}} b_{\text{сеч.т}}$
46.	Как работает крыло под действием	срезается поперечной силой Q_n , изгибается	сжимается и растягивается моментом $M_{\text{изг}}$,	изгибается моментом $M_{\text{кр}}$, перемещается вверх	закручивается моментом $M_{\text{изг}}$, срезается

	внешних нагрузок?	моментом $M_{изг}$, закручивается моментом $M_{кр}$	перемещается вверх поперечной силой Q_n	поперечной силой Q_n	поперечной силой Q_n
47.	Как осуществляются стыковые соединения моноблочных крыльев?	с помощью контурных узлов на панелях и на продольных стенках	с помощью моментных узлов на лонжеронах и шарнирных узлов на продольных стенках	с помощью шарнирных узлов на лонжеронах и моментных узлов на продольных стенках	с помощью моментных узлов на лонжеронах и контурных узлов (профилей разъёма) на панелях
48.	В каком ответе дано правильное определение элеронам?	подвижные части крыла, расположенные у задней кромки крыла на его концах и предназначенные для поперечного управления самолёта	подвижные части крыла, расположенные у задней кромки крыла и предназначенные для увеличения подъёмной силы	элемент механизации крыла, расположенные у задней кромки крыла	несущая поверхность, обеспечивающая устойчивость самолёту
49.	Из каких органов состоит оперение самолёта?	из стабилизатора, киля, руля высоты и руля направления	из стабилизатора, элерона, триммера, сервокомпенсатора	из киля, руля высоты, руля направления, интерцептора	из стабилизатора, киля, руля высоты, элерона
50.	Для чего предназначен руль высоты?	орган управления самолётом, предназначенный для продольного управления и балансировки самолёта относительно оси Oz	орган управления самолётом, предназначенный для поперечного управления и балансировки самолёта относительно оси Ox	орган управления самолётом, предназначенный для путевого управления и балансировки самолёта относительно оси Oy	вспомогательная рулевая поверхность, предназначенная для уменьшения (снятия) усилий на рычагах управления самолётом при изменении режима полёта
51.	Как располагается оперение в аэродинамической схеме «утка»?	горизонтальное оперение располагается впереди крыла в носовой части фюзеляжа	горизонтальное и вертикальное оперение располагаются позади крыла в хвостовой части фюзеляжа	горизонтальное оперение отсутствует	горизонтальное оперение располагается на киле
52.	Какой силой уравнивается вращающий момент относительно оси Oz ?	уравновешивающей силой действующей на горизонтальное оперение	уравновешивающей силой действующей на вертикальное оперение	уравновешивающей силой действующей на рули высоты	уравновешивающей силой действующей на рули направления
53.	В каком ответе правильно перечислены	минимальное лобовое сопротивление,	наименьшее лобовое сопротивление,	эффективность на всех режимах полёта самолёта,	наибольшее приращение коэффициента

	основные требования к фюзеляжу?	рациональное использование внутренних объемов	наибольшее приращение коэффициента подъемной силы	малые шарнирные моменты	подъемной силы в рабочем положении, наименьшее увеличение коэффициента лобового сопротивления в нерабочем положении
54.	Как определяется удлинение фюзеляжа λ_ϕ ?	$\lambda_\phi = \frac{l_\phi}{d_\phi}$	$Q_n = \int_{l/2}^z Q_n dz$	$\lambda_\phi = 2\sqrt{\frac{S_{м.ф.}}{\pi}}$	$M = \frac{X}{Y}$
55.	Из каких конструктивных элементов состоит балочно-стрингерный фюзеляж?	стрингеры, шпангоуты, обшивка	лонжероны, шпангоуты, кронштейны, стрингеры	лонжероны (усиленные стрингеры), стрингеры, шпангоуты, обшивка	только шпангоуты и обшивка
56.	Какие элементы поперечного сечения фюзеляжа воспринимают перерезывающую силу?	боковая обшивка фюзеляжа	только элементы верхнего свода	элементы верхнего и нижнего сводов	все элементы сечения совместно с обшивкой
57.	Как обеспечивается поперечная управляемость самолета?	при помощи штурвала или ручки управления, имеющего две степени свободы	при помощи командного рычага, имеющего одну степень свободы	при помощи педалей, приводимых в движение ногами	при помощи специальных кнопок на пульте управления
58.	Из каких основных агрегатов состоит самолёт?	крыло, фюзеляж, оперение, шасси	крыло, центроплан, элерон, система управление	горизонтальное оперение, вертикальное оперение, триммер, сервокомпенсатор	крыло, шасси, амортизаторы, колесо
59.	На какие группы разделяются самолёты по назначению?	самолёты гражданской авиации и военные самолёты	пассажирские самолёты, самолёты специального назначения, истребители	военно-транспортные самолёты, пассажирские самолёты, бомбардировщики	истребители, бомбардировщики, высотные самолёты
60.	На какие классы делятся пассажирские самолёты по дальности полёта?	самолёты местных воздушных линий, магистральные самолёты	самолёты местных воздушных линий, межконтинентальные самолёты, административные самолёты	ближние магистральные самолёты, средние магистральные самолёты, скоростные самолёты	магистральные самолёты, административные самолёты, высотные самолёты
61.	На какие типы делятся	нормальная (классическая)	однофюзеляжная схема,	трехопорная схема,	поршневые, турбовинтовые,

	самолёты-монопланы по аэродинамической схеме?	схема, схема «утка», схема «бесхвостка»	двухбалочная схема, схема «несущий фюзеляж»	многоопорная схема, двухопорная схема	турбореактивные
62.	Какие группы сил действуют на самолёт в полёте?	массовые силы и поверхностные силы	аэродинамические силы и сила земного притяжения	только поверхностные силы	инерционные силы и силы взаимодействия частей самолёта
63.	Как определяется перегрузка n ?	отношение равнодействующей всех поверхностных сил \bar{R}_Π к весу самолёта G	отношение веса самолёта G к равнодействующей всех поверхностных сил \bar{R}_Π	отношение равнодействующей всех поверхностных сил \bar{R}_Π к равнодействующей всех массовых сил \bar{R}_M	отношение веса самолёта G к равнодействующей всех массовых сил \bar{R}_M
64.	Как определяется нормальная перегрузка при криволинейном полёте в горизонтальной плоскости при условии $Z = 0$, $V = \text{const}$, $H = \text{const}$?	$n_y = \frac{1}{\cos \gamma}$	$n_y = \frac{Y}{G}$	$n_y = \frac{1}{\sin \theta}$	$n_y = \frac{1}{\text{tg} \theta}$
65.	Что такое угол атаки α ?	угол, образованный хордой крыла и направлением набегающего потока воздуха	угол между хордой крыла и осью фюзеляжа	угол между плоскостью симметрии крыла (продольной осью) и вектором скорости	угол между продольной осью самолёта и плоскостью горизонта
66.	Что такое аэродинамическое качество крыла K ?	отношение подъемной силы крыла к лобовому сопротивлению крыла $K = \frac{Y}{X}$	отношение коэффициента лобового сопротивления крыла к коэффициенту подъемной силы крыла $K = \frac{C_x}{C_Y}$	отношение лобового сопротивления крыла к подъемной силе крыла $K = \frac{X}{Y}$	отношение подъемной силы крыла к весу самолёта $K = \frac{Y_{кр}}{G}$
67.	В каком ответе правильно перечислены формы крыльев в плане?	прямое, эллиптическое, стреловидное, треугольное, крыло интегральной схемы	треугольное, прямое, бипланное, нормальное, крестообразное	трапециевидное, крыло интегральной схемы, двухбалочное, нормальное	бесхвостка, конвертируемое, крыло прямой стреловидности, треугольное, свободнонесущее
68.	Как определяется сужение крыла η ?	$\eta = \frac{b_0}{b_{кц}}$	$\eta = \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}}$	$\eta = \frac{c_{\max}}{b}$	$\eta = \frac{f_{\max}}{b}$

69.	По какой формуле определяется подъёмная сила крыла $Y_{кр}$?	$Y_{кр} = C_y \frac{\rho V^2}{2} S_{кр}$	$Y_{кр} = C_y \frac{V^2}{2} S_{кр}$	$Y_{кр} = C_x \frac{\rho V^2}{2} S_{кр}$	$Y_{кр} = C_y \frac{\rho V^2}{2}$
70.	Правильно перечислите внешние нагрузки, действующие на крыло в полёте?	распределенные аэродинамические силы, распределенные массовые силы, сосредоточенные массовые силы от агрегатов и грузов	сила тяжести, инерционные силы, сила тяги двигателей	подъёмная сила, сила лобового сопротивления, сила тяжести	инерционные силы, распределенные аэродинамические силы, крутящий момент
71.	Какими элементами крыла воспринимается крутящий момент $M_{кр}$?	только обшивкой и стенками лонжеронов	поясами лонжеронов, обшивкой и стрингерами	только поясами лонжеронов и обшивкой	всеми продольными элементами
72.	Какие моменты (силы) воспринимает обшивка?	изгибающий момент и крутящий момент	крутящий момент и перерезывающую силу	только изгибающий момент	изгибающий момент и перерезывающую силу
73.	Из каких элементов состоит продольный набор каркаса крыла?	из лонжеронов, продольных стенок и стрингеров	из лонжеронов и нервюр	из стрингеров и продольных стенок	из лонжеронов и обшивки
74.	По нормам прочности какие самолёты относятся к классу А?	маневренные самолёты	скоростные самолёты	ограниченно маневренные самолёты	высотные самолёты
75.	По какой формуле определяется распределенные массовые силы от веса топлива, размещенного в крыле $q_{топл}$?	$q_{топл} = \frac{G_m n^3 f}{S_{m.отс.}} b_{сеч.м.д.}$	$q_{топл} = \frac{G_0 n^3 f}{l_{кр}} \bar{\Gamma}_{np}$	$q_{топл} = \frac{G_{кр} n^3 f}{S_{кр}} b_{сеч}$	$q_{топл} = n^3 f G_{азр}$
76.	Как осуществляются стыковые соединения лонжеронных крыльев?	с помощью моментных узлов на лонжеронах и шарнирных узлов на продольных стенках	с помощью шарнирных узлов на лонжеронах и моментных узлов на продольных стенках	с помощью моментных узлов на лонжеронах и контурных узлов (профилей разъёма) на панелях	с помощью контурных узлов на панелях и на продольных стенках
77.	Какие устройства относятся к	предкрылки, отклоняемые	простые щитки, выдвижные щитки,	гасители подъёмной силы,	спойлеры, интерцепторы,

	механизации передней кромки (носовой части) крыла?	носки, щитки Крюгера	поворотные закрылки, выдвижные закрылки, щелевые закрылки	интерцепторы, предкрылки, закрылки, сервокомпенсаторы	элероны, щитки Крюгера, роговая компенсация
78.	Для чего предназначен элерон?	орган управления самолётом, предназначенный для поперечного управления и балансировки самолётом относительно оси Ox	орган управления самолётом, предназначенный для продольного управления и балансировки самолётом относительно оси Oz	орган управления самолётом, предназначенный для путевого управления и балансировки самолётом относительно оси Oy	вспомогательная рулевая поверхность, предназначенная для уменьшения (снятия) усилий на рычагах управления самолётом при изменении режима полёта
79.	Для чего служит горизонтальное оперение?	предназначен для обеспечения продольной устойчивости, управляемости и балансировки самолёта относительно оси Oz	предназначен для обеспечения поперечной устойчивости, управляемости и балансировки самолёта относительно оси Ox	предназначен для обеспечения путевой устойчивости, управляемости и балансировки самолёта относительно оси Oy	предназначен для уменьшения усилий на рычагах управления самолётом при изменении режима полёта
80.	Для чего предназначен руль направления?	орган управления самолётом, предназначенный для путевого управления и балансировки самолёта относительно оси Oy	орган управления самолётом, предназначенный для поперечного управления и балансировки самолёта относительно оси Ox	орган управления самолётом, предназначенный для продольного управления и балансировки самолёта относительно оси Oz	вспомогательная рулевая поверхность, предназначенная для уменьшения (снятия) усилий на рычагах управления самолётом при изменении режима полёта
81.	Как располагается оперение в аэродинамической схеме «бесхвостка»?	горизонтальное оперение отсутствует	горизонтальное и вертикальное оперения располагаются позади крыла в хвостовой части фюзеляжа	горизонтальное оперение располагается впереди крыла в носовой части фюзеляжа	горизонтальное оперение располагается на киле
82.	Правильно перечислите параметры фюзеляжа?	$l_{\phi}, d_{\phi}, l_{н.ч.}, l_{хв.ч.}, \lambda_{\phi}, \lambda_{н.ч.}, \lambda_{хв.ч.}, S_{м.ф.}$	$S_{м.ф.}, l_{\phi}, b_0, b_{конф}, b_{борн}, \lambda, \eta, \chi^{\circ}, H$	$\theta, d, b, c_{max}, f_{max}, \lambda_{\phi}, S_{м.ф.}, l_{н.ч.}, l_{хв.ч.}$	$H, \gamma, c, e, \lambda_{\phi}, \lambda_{н.ч.}, \lambda_{хв.ч.}, d_{\phi}, l_{\phi}$
83.	Из каких основных конструктивных элементов состоит	лонжероны (пояса ферм), стойки, распорки, расчалки, раскосы, обшивка	лонжерон (усиленный стрингер), стрингер, шпангоут,	усиленный стрингер, шпангоут, нервюра, распорка, лонжерон, стойка	стойка, распорка, расчалка, фитинг, обшивка, диагональ

	ферменные фюзеляжи?		обшивка, стойка		
84.	Из каких конструктивных элементов состоит балочно-обшивочный фюзеляж?	только шпангоуты и обшивка	лонжероны, нервюры, продольные стенки, шпангоуты	лонжероны (усиленные стрингеры), стрингеры, шпангоуты, обшивка	стрингеры, шпангоуты, обшивка
85.	Какие элементы поперечного сечения фюзеляжа воспринимают крутящий момент?	все элементы сечения совместно с обшивкой	только элементы нижнего свода	элементы верхнего и нижнего сводов	боковые элементы сечения
86.	Как обеспечивается путевая управляемость самолета?	при помощи педалей, приводимых в движение ногами	при помощи штурвальной колонки	при помощи специальных кнопок на пульте управления	при помощи ручки управления, имеющего одну степень свободы
87.	Из каких основных элементов состоит конструкция опор самолёта?	опорный элемент, стойка, узлы подвески, амортизатор, подъёмник	лонжерон, стрингер, продольная стенка, амортизатор, стопор	лонжерон, стрингер, амортизационная стойка, колесо	стойка, распорка, расчалка, пояс, раскос, двухзвенник
88.	укажите формулу, по которой определяется аэродинамическое качество самолета:	$K = \frac{C_y}{C_x}$	$K = \frac{C_z}{C_x}$	$K = \frac{C_y}{C_z}$	$K = \frac{C_x}{C_z}$
89.	что происходит на крыле при угле атаки, равном критическому?	срыв потока и увеличение силы лобового сопротивления.	срыв потока и увеличение подъемной силы.	увеличение подъемной силы и уменьшение силы лобового сопротивления.	срыв потока и уменьшение подъемной силы.
90.	дайте определение сжимаемости газов:	способность газа изменять свой объем (а, следовательно, и плотность) под действием внешних сил.	способность газа изменять свой объем до бесконечно малой величины под воздействием низкого давления.	способность газов изменять свою форму под действием внешних сил.	способность газов изменять свою температуру под воздействием внешних факторов.
91.	дайте определение идеальной жидкости:	жидкость, не имеющая сил внутреннего трения, или вязкости.	жидкость, способная сжиматься под действием внешних сил.	жидкость, способная сжиматься под действием малого давления.	жидкость, способная сжиматься под действием большого давления.
92.	как будет	уменьшаться.	равной скорости	оставаться	увеличиваться.

	изменяться скорость течения газа при $M < 1$ при увеличении площади сечения струи?		звука.	постоянной.	
93.	как будет изменяться скорость течения газа при $M < 1$ при уменьшении площади сечения струи?	увеличиваться.	оставаться постоянной.	уменьшаться.	равной скорости звука.
94.	укажите выражение для числа Маха:	$M = V / a$	$M = V / V_{\min}$	$M = V_{\max} / V_{\min}$	$M = V / V_{\max}$
95.	укажите формулу, определяющую кинематический коэффициент вязкости:	$\nu = \mu / \rho$	$P = \rho \Re T$	$\mu = \rho \nu$	$\tau (\partial v / \partial n)$
96.	укажите интеграл Бернулли для несжимаемой жидкости:	$p + \rho V^2 / 2 = \text{Const}$	$\rho V_{\text{cp}} \varpi = \text{Const}$	$\rho V^2 / 2 = \text{Const}$	$V_{\text{cp}} S = \text{Const}$
97.	укажите выражение для скоростного напора:	$q = \rho V^2 / 2$	$p + \rho V^2 / 2 = c$	$q = \Delta p$	$q = M^2 / 2$
98.	укажите критерий подобия Рейнольдса:	$R_e = \frac{V * l}{\nu}$	$R_e = \frac{V}{l * \nu}$	$R_e = \frac{P}{c * \sqrt{a}}$	$R_e = \frac{P}{c^2 / \nu^2}$
99.	волновое сопротивление. чем оно вызвано?	сжимаемостью потока.	малым давлением.	высокой температурой.	перепадом давления.
100.	индуктивное сопротивление	сопротивление, пропорциональное квадрату коэффициента подъемной силы.	сопротивление, не связанное с подъемной силой.	общее влияние инерционных сил.	основное сопротивление крыла.
101.	укажите выражение для боковой силы:	$Z_a = C_{za} \frac{\rho V^2}{2} S$	$X_a = C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S$	$M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} S$	$Y_a = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S$
102.	что такое поляр самолета?	кривая зависимости коэффициента подъемной силы C_{ya} от коэффициента	аэродинамическое качество.	кривая зависимости C_{ya} от коэффициента боковой силы C_{yz} .	лобовое сопротивление.

		силы лобового сопротивления самолета C_{xa} .			
103	для чего определяется поляр I-го рода самолета?	для расчета летных характеристик самолета, определения режимов полета.	для определения нагрузок.	для определения сил.	для определения перегрузок.
104	какие виды сопротивлений действуют на самолет в полете?	силы сопротивления трения, давления, индуктивное сопротивление, волновое сопротивление.	силы давления.	силы трения.	волновое сопротивление.
105	при движении ЛА в идеальной жидкости будут ли иметь место силы трения?	не имеет	они могут возникать и исчезать	да при определенных условиях	имеет
106	как определить K_{max} , имея поляр самолета I ^{го} рода?	касательной, проведенной из начала координат к полюре	вертикальной касательной, проведенной к полюре самолета	горизонтальной касательной, проведенной к полюре самолета	Отношением $K = \frac{C_{za}}{C_{ya}}$
107	при расчете поляры I-го рода какой пользуются формулой?	$Cx_a = Cx_0 + Cx_{a_i} +$	$Cy_{a_i} = \frac{Cx_i}{\pi \rho l^2}$	$Cx_{a_i} = \frac{Cy_a^2}{\pi \lambda_{эф}}$	$Cy_a = Cy_0 + Cy_{a_i}$
108	дайте определение угла атаки профиля крыла:	угол между хордой профиля и направлением скорости набегающего потока.	угол между хордой и осью OZ.	угол между хордой и осью OX.	угол между хордой и осью OY.
109	какие виды течений вы знаете?	ламинарное, вихревое, турбулентное.	турбулентное.	смешанное.	ламинарное.
110	отличаются ли турбулентное течение от вихревого?	в турбулентном течении наблюдается пульсация скорости и давления.	отличается, но очень мало.	не отличается.	наблюдается пульсация скорости в вихревом движении.
111	чем обусловлены вихри?	вязкостью жидкой среды.	плотностью.	температурой.	давлением.
112	перечислите параметры, характеризующие жидкую и	давление, плотность, температура, вязкость.	плотность, масса, вязкость.	масса, давление, температура, вязкость.	давление, вязкость.

	газообразную среду:				
113	в каких слоях атмосферы сосредоточено 90% всей массы воздуха?	тропосфера, стратосфера.	тропосфера.	стратосфера, ионосфера.	ионосфера.
114	как изменяется плотность воздушной среды с увеличением высоты?	уменьшается.	остаётся постоянной.	с высотой увеличивается, а затем падает.	увеличивается.
115	как изменяется температура в тропосфере?	она уменьшается от +15°C на уровне моря до -56,5°C на высоте 11000 м.	она остаётся постоянной.	она уменьшается от 0° на уровне моря до -56°C на H =11000 м.	она увеличивается от +15°C до +56°C.
116	как изменится температура в стратосфере?	Она остаётся постоянной и равной -56,5°C.	Она уменьшается до -56°C, а затем возрастает до +10°C .	Она изменяется от +50°C до +350°C.	Она изменяется от -56°C до + 350°C.
117	Аэродинамика –...	Это словосочетание происходит из греческих слов аэро – воздух, динамис - сила	Это словосочетание происходит из греческих слов аэро – вода, динамис - напряжение	Это словосочетание происходит из латинских слов аэро – вода, динамис - сила	Это словосочетание происходит из латинских слов аэро – воздух, динамис - трение
118	Методы аэродинамики	теоретический и экспериментальны й	только теоретический	только экспериментальны й	математические методы
119	Ламинарное течение	каждая частица потока движется вдоль плавно изменяющейся траектории	является неровномерным потоком, в котором линия потока слоев имеет колебательное движение	неравномерное движение потока на малых скоростях	неравномерное движение потока на больших скоростях
120	В турбулентном течении	мгновенное значение скорости и давления испытывают нерегулярные пульсации, наблюдается поперечные перемещения не только молекул, но и частиц	каждая частица потока движется вдоль плавно изменяющейся траектории	при малых скоростях движения потока повышается температура	на больших скоростях течение имеет равномерное направление

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

**ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени ИСЛАМА КАРИМОВА**

ФАКУЛЬТЕТ ИНЖЕНЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Кафедра: «Техническая эксплуатация воздушных судов и оборудования»

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ (ПК, ТК, ИК)

**по дисциплине: «АЭРОДИНАМИКА И
КОНСТРУКЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

ВОПРОСЫ ДЛЯ ТЕКУЩИХ КОНТРОЛЕЙ

1. Чем определяется степень равномерности поля скоростных напоров в рабочей части аэродинамической трубы?
2. Как влияет турбулентность потока на результаты продувок моделей?
3. Какова должна быть степень турбулентности аэродинамической трубы?
4. Что вызывает турбулентность потока в аэродинамических трубах?
5. Какое создается давление в разных точках профиля крыла?
6. Как создается подъемная сила на профиле крыла?
7. Что такое коэффициент давления?
8. Что такое скоростной напор и его формула?
9. Какие виды скачков уплотнения Вы знаете?
10. При каких скачках создается большее волновое сопротивление?
11. Как влияет угол наклона косоугольного скачка на волновое сопротивление?
12. Что влияет на угол наклона косоугольного скачка уплотнения?
13. Что такое статическая продольная устойчивость самолета?
14. Для чего необходимо определять предельную переднюю и предельную заднюю центровки самолета?
15. Из какого условия определяется предельная передняя центровка самолета и почему?
16. Что принимается за меру продольной статической устойчивости самолета по углу атаки?
17. Что означает «продольная» статическая устойчивость по скорости и как она определяется? «Продольная статическая устойчивость по перегрузке»?
18. Что понимается под путевой и поперечной статической устойчивостью самолета?
19. Что такое коэффициент момента рысканья?
20. Что такое угол скольжения?
21. Какое влияние оказывает вертикальное оперение на статическую путевую устойчивость?
22. Дать определение фокуса самолета по углу скольжения.
23. Какие аэродинамические поверхности создают дестабилизирующий момент в путевом отношении?
24. Для чего предназначено крыло самолета?
25. Какие бывают внешние формы крыла?
26. Перечислите основные параметры крыла?
27. Какие бывают крылья по виду спереди и по форме профиля?
28. Что такое расчетная аэродинамическая сила?
29. Где и как возникают изгибающий и крутящий моменты крыла?
30. Из каких основных силовых элементов состоит конструкция крыльев и их назначение?
31. Какие бывают лонжеронные крылья?
32. Какие бывают многолонжеронные крылья?
33. Что такое кессонное крыло?
34. Где применяются однолонжеронные крылья?
35. Какие элементы конструкции крыла передают нагрузки (Q , M и M_k) к корневую часть крыла?
36. В чем особенность двухлонжеронных крыльев?
37. Что относится к механизации крыла?
38. Какие органы механизации для чего служат?
39. Перечислите внутренние элементы конструкции механизации крыла?
40. Для чего предназначено предкрылка крыла самолета?
41. В каких случаях применяют отклоняемые носки?
42. Назначение элерона?
43. Что такое аэрокомпенсация?
44. Назначение и виды герметизации и их применение.
45. Герметизация окон, дверей и люков в гермокабинах.

46. Назначение оперения?
47. Какие требования предъявляются к оперению самолета?
48. Из каких элементов состоит ГО и из каких состоит ВО?
49. Какие нагрузки действуют на оперению самолёта?
50. Из чего состоит конструкция ГО?
51. Из чего состоит конструкция ВО?
52. Особенность конструкции ЦПГО?
53. Когда применяется Т – образное оперение?
54. Для чего предназначено шасси самолета?
55. Сколько видов схем шасси существуют, и какие более применимые?
56. Перечислите параметры шасси?
57. Какие нагрузки действуют на шасси самолета?
58. Что называется ферменной конструкцией шасси?
59. Что называется балочной конструкцией шасси?
60. Какие бывают опорные элементы шасси?
61. Виды амортизаторов, их работа и применение.
62. Принцип работы и устройство газожидкостных амортизаторов.
63. Конструкции механизмов уборки-выпуска шасси.
64. Назначение и составные части системы управления полетом самолета.
65. Требования к системе управления.
66. Конструкция гибкой проводки управления и ее элементов.
67. Конструкция жесткой проводки управления и ее элементов.
68. Обратимая система управления с гидроусилителем и ее работа.
69. Необратимая система управления с гидроусилителем и ее работа.
70. Какой полет называется прямолинейным, горизонтальным?
71. Запишите условие прямолинейности горизонтальности полета.
72. Будет ли изменяться угол атаки, если скорость прямолинейного горизонтального полета изменяется?
73. При каком условии самолет будет разгоняться по прямолинейной горизонтальной траектории? Будет ли меняться угол атаки α ?
74. Какие характерные скорости горизонтального прямолинейного установившегося полета вы знаете, и каким углам атаки они соответствуют?
75. Чему равен угол тангажа?
76. За счет чего происходит набор высоты?
77. Какая скорость называется наивыгоднейшей скоростью набора высоты?
78. На какие скорости раскладывается скорость набора высоты?
79. Что такое глиссада?
80. Дайте определение планированию самолета.
81. Что характеризует удельный расход топлива?
82. Дать определение q_k .
83. Дать определение q_c .
84. Чем отличается техническая дальность от практической?
85. Чему равна полная взлетная дистанция?
86. Почему скорости $V_{отр.}$ и V_2 должны быть больше скорости сваливания?
87. Что происходит на крыле при скорости сваливания?
88. Для чего самолет совершает разбег по ВПП?
89. Какая скорость называется посадочной?
90. Как называется траектория при посадке самолета?
91. Отличаются ли аэродинамические характеристики самолета в полетной конфигурации самолета и в посадочной?
92. Как влияют вес и температура воздуха на длину пробега?

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПРОМЕЖУТОЧНЫХ КОНТРОЛЕЙ

1. Из каких основных агрегатов состоит современный самолет?
2. Что относится к структурной схеме самолета?
3. Что такое авиационный комплекс?
4. Как классифицируются самолеты ГА?
5. Классификация самолётов по конструкционному признаку?
6. Дать определение плотности, температуры, давления, вязкости.
7. Записать уравнение состояние газа.
8. Дать определение сжимаемости газов.
9. Записать формулу скорости звука.
10. Что такое число Маха?
11. Что называется атмосферой Земли?
12. Из скольких слоев состоит атмосфера?
13. Как изменяется температура, давление плотность в тропосфере?
14. Что называется стандартной атмосферой? Её характеристики?
15. Что такое идеальная жидкость?
16. Запишите уравнение Эйлера.
17. Запишите уравнение интеграл Бернулли для несжимаемой жидкости.
18. Запишите уравнение интеграл Бернулли для сжимаемого газа.
19. Какова зависимость между числом M невозмущенного потока и углом возмущения?
20. Укажите основные соотношения для прямого скачка уплотнения.
21. Укажите основные соотношения для косоуго скачка уплотнения.
22. Какие бывают виды течений жидкости и газа в зависимости от числа Маха, числа Рейнольдса?
23. Перечислите режимы течения.
24. Какое течение называется ламинарным, турбулентным?
25. Что называется критическим числом Рейнольдса?
26. Что называют пограничным слоем?
27. Какие виды сопротивлений создаются в пограничном слое?
28. Какое сопротивление образуется в пограничном слое, образовавшегося на криволинейной поверхности?
29. Чем определяются аэродинамические характеристики самолета?
30. Формула зависимости $C_{y_a} = f(\alpha)$ и ее график. Указать нулевой угол атаки α_0 , допустимый угол атаки $\alpha_{доп}$, критический угол атаки $\alpha_{кр}$.
31. Чему равно аэродинамическое качество?
32. Что понимается под положением летательного аппарата?
33. Дайте характеристику связанной системы координат.
34. Дайте определение горизонтального полета.
35. Какие силы и как действуют на самолет в горизонтальном полете?
36. Напишите уравнения движения самолета в горизонтальном полете в проекциях на оси скоростной системы координат и получите из них условия горизонтального полета.
37. Что такое скорость, тяга и мощность, потребные для горизонтального полета, как они (по каким формулам) рассчитываются, от чего и как зависят?
38. Что такое располагаемая тяга и мощность, как они рассчитываются, от чего и как зависят (как для самолетов с ТВД, так и для самолетов с ТРД)?
39. Что такое минимально допустимая скорость, чем она обусловлена и как изменяется с высотой?
40. Что такое максимальная крейсерская скорость?

41. Что такое теоретический потолок самолета?
42. Что такое набор высоты?
43. Что такое снижение?
44. Чем определяется угол наклона траектории при наборе высоты (снижении)?
45. Чем определяется величина вертикальной скорости при наборе высоты (снижении)?
46. Как изменяется максимальная вертикальная скорость самолета с ТРД с высотой?
47. Что называется теоретическим и практическим потолком самолета?
48. Что такое барограмма подъема самолета? Что нужно знать для ее расчета и как она рассчитывается?
49. Что такое планирование? Какие силы и как действуют на самолет при планировании? Какие условия планирования?
50. Что понимается под взлетом и взлетной дистанцией самолета?
51. По каким принципиальным схемам производится взлет самолета и из каких этапов он складывается?
52. Какие силы действуют на самолет в процессе разбега и как они изменяются с изменением скорости движения?
53. Что такое скорость отрыва, из какого условия она определяется, от чего и как она зависит?
54. Что понимается под критической скоростью при взлете с одним отказавшим двигателем?
55. Что называется сбалансированной взлетной дистанцией самолета?
56. Что называется потребной длиной разбега?
57. Что такое сбалансированная длина разбега?
58. Что понимается под посадкой и посадочной дистанцией самолета?
59. Что такое посадочная скорость, из какого условия она определяется и от чего зависит?
60. Почему предпосадочное снижение должно выполняться на скорости больше посадочной?
61. Что такое дальность полета, из чего (каких составляющих) она складывается?
62. Что такое техническая и практическая дальность и продолжительности полета?
63. Что такое часовой расход топлива, как он связан с удельным расходом топлива?
64. Что такое километровый расход топлива, как он связан с часовым расходом топлива?
65. Что такое полет по «потолкам»?
66. Что понимается под продольным и боковым движением самолета?
67. Что понимается под невозмущенным и возмущенным движением летательного аппарата?
68. Что такое равновесие самолета? Что понимается под продольным и боковым равновесием самолета?
69. Что такое балансировка самолета? Что понимается под продольной и боковой балансировкой самолета?
70. Чем обеспечивается балансировка самолета и в каком виде принято представлять результаты рассмотрения балансировки самолета?
71. Что называется устойчивостью (динамической устойчивостью) самолета и как о ней судят?
72. В чем заключается противоположность и единство понятий устойчивости и управляемости?
73. Что понимается под статической балансировкой и управляемостью?
74. Что понимается под статической продольной и боковой управляемостью?
75. Что называется перегрузкой?
76. Для чего предназначено крыло самолета?

77. Какие бывают внешние формы крыла?
78. Перечислите основные параметры крыла?
79. Какие бывают крылья по виду спереди и по форме профиля?
80. Где могут быть приложены сила тяжести или агрегата?
81. Какие ещё силы могут действовать к крылу самолета при полете?
82. Где и как возникают изгибающий и крутящий момент крыла?
83. Что такое касательное усилие?
84. Из каких основных силовых элементов состоит конструкция крыльев и их назначение?
85. Какие бывают лонжеронные крылья?
86. Какие бывают многолонжеронные крылья?
87. В каких крыльях нервюры не существуют?
88. Применяются ли композиционные материалы в каркасных элементах крыла самолета?
89. Какие элементы конструкции крыла передают нагрузки (Q , M и M_k) к корневую часть крыла?
90. В чем особенность двухлонжеронных крыльев?
91. Что относится к механизации крыла?
92. Какие органы механизации для чего служат?
93. Перечислите внутренние элементы конструкции механизации крыла?
94. Для чего предназначено предкрылка крыла самолета?
95. Назначение элерона?
96. Назначение оперения?
97. Какие требования предъявляются к оперению самолета?
98. Из каких элементов состоит ГО и из каких состоит ВО?
99. Какие нагрузки действуют на оперению самолёта?
100. Когда применяется Т – образное оперение?
101. Для чего предназначен фюзеляж самолета?
102. Перечислите основные параметры фюзеляжа?
103. Какие бывают формы поперечного сечения фюзеляжа?
104. Какие соотношения между параметрами фюзеляжа и грузоподъемностью?
105. Какие нагрузки действуют на фюзеляж?
106. Как проверяется элементы конструкции фюзеляжа на нормы прочности?
107. Какие бывают КСС агрегата фюзеляжа?
108. Из каких основных конструктивных элементов состоит конструкция фюзеляжа и как они работают?
109. Что относится к большим, а что к малым вырезам?
110. Каким способом обеспечивается жесткость конструкции в местах вырезов фюзеляжа?
111. Для чего предназначено шасси самолета?
112. Сколько видов схем шасси существуют, и какие более применимые?
113. Перечислите параметры шасси?
114. Какие нагрузки действуют на шасси самолета?
115. Что называется ферменной конструкцией шасси?
116. Что называется балочной конструкцией шасси?
117. Какие бывают опорные элементы шасси?
118. Для чего предназначен амортизатор самолета?
119. Из каких основных элементов состоит амортизатор?
120. Какие виды амортизаторы бывают?
121. Объясните работу жидкостно-газового амортизатора?

ВОПРОСЫ ДЛЯ ИТОГОВОГО КОНТРОЛЯ

Вариант №1

1. Ер атмосферасининг тизими.
2. Максимал кўтариш кучининг коэффиценти.
3. Қанот

Вариант №2

1. Аэродинамиканинг асосий конунлари. Суюқлик ва газ окимлари учун яхлитлик тенгламалари. Энергиянинг сакланиш конуни. Бернулли тенгламаси.
2. Самолётнинг аэродинамик сифати.
3. Фюзеляж

Вариант №3

1. Суюқлик ва газларнинг асосий физик хусусиятлари. Газларни босими, температураси, зичлиги ва сикилувчанлиги.
2. Қанотни хужум бурчаги. $C_{y_a} = C_y(\alpha)$ боғлиқлик. Критик хужум бурчаги $\alpha_{кр}$.
3. Қанот механизацияси ва элеронлар

Вариант №4

1. Суюқлик ва газ окимлари режимлари. Ламинар ва турбулент окимлари. Чегара катлам тугрисидаги тушунча.
2. Самолётга таъсир қилувчи қаршилиқ кучлари
3. Мувозанатловчи аэродинамик юзалар

Вариант №5

1. Мах сони. Кайишкок мухитда товушнинг таркалиш тезлиги.
2. Максимал кўтариш кучининг коэффиценти.
3. Шасси

Вариант №6

1. Ток чизиги, ток начайси, элементар оким. Ток чизиги тенгламаси
2. Самолёт поляраси.
3. Самолётнинг бошқариш тизими

Вариант №7

1. Аэродинамикада юза кучлари.
2. Қанотнинг хужум бурчаги. Унинг самолёт поляраси билан боғлиқлиги.
3. Қанот.

Вариант №8

1. Қанот профили ва унинг аэродинамик тавсифи.
2. Қанот поляраси.
3. Фюзеляж

Вариант №9

1. Ер атмосферасининг тизими.
2. Қанот поляраси.
3. Қанот механизацияси ва элеронлар

Вариант №10

1. Аэродинамиканинг асосий конунлари. Суюқлик ва газ окимлари учун яхлитлик тенгламалари. Энергиянинг сакланиш конуни. Бернулли тенгламаси.
2. Индуктив қаршилиқ
3. Мувозанатловчи аэродинамик юзалар

Вариант №11

1. Суюқлик ва газларнинг асосий физик хусусиятлари. Газларни босими, температураси, зичлиги ва сикилувчанлиги.
2. Самолёт поляраси.
3. Шасси

Вариант №12

1. Суюқлик ва газ оқимлари режимлари. Ламинар ва турбулент оқимлари. Чегара катлам тугрисидаги тушунча.
2. Максимал кўтариш кучининг коэффиценти.
3. Самолётнинг бошқариш тизими

Вариант №13

1. Мах сони. Кайишкок мухитда товушнинг таркалиш тезлиги.
2. Самолётга таъсир қилувчи қаршилиқ кучлари.
3. Қанот

Вариант №14

1. Ток чизиги, ток начайси, элементар оқим. Ток чизиги тенгламаси.
2. Қанотни ҳужум бурчаги. $C_{y_a} = C_y(\alpha)$ боғлиқлик. Критик ҳужум бурчаги $\alpha_{кр}$.
3. Самолётнинг бошқариш тизими

Вариант №15

1. Аэродинамикада юза кучлари.
2. Тўлқинли қаршилиқ
3. Қанот механизацияси ва элеронлар

Вариант №16

1. Қанот профили ва унинг аэродинамик тавсифи.
2. Максимал кўтариш кучининг коэффиценти.
3. Фюзеляж

Вариант №17

1. Ер атмосферасининг тизими.
2. Қанотнинг ҳужум бурчаги. Унинг самолёт поляраси билан боғлиқлиги.
3. Шасси

Вариант №18

1. Аэродинамиканинг асосий конунлари. Суюқлик ва газ оқимлари учун яхлитлик тенгламалари. Энергиянинг сакланиш конуни. Бернулли тенгламаси.
2. Самолёт поляраси.
3. Мувозанатловчи аэродинамик юзалар

Вариант №19

1. Суюқлик ва газларнинг асосий физик хусусиятлари. Газларни босими, температураси, зичлиги ва сикилувчанлиги.
2. Максимал кўтариш кучининг коэффиценти.
3. Қанот

Вариант №20

1. Суюқлик ва газ оқимлари режимлари. Ламинар ва турбулент оқимлари. Чегара катлам тугрисидаги тушунча.
2. Самолётга таъсир қилувчи қаршилиқ кучлари.
3. Мувозанатловчи аэродинамик юзалар

Вариант №21

1. Мах сони. Кайишкок мухитда товушнинг таркалиш тезлиги.

2. Қанотни хужум бурчаги. $C_{y_a} = C_y(\alpha)$ боғлиқлик. Критик хужум бурчаги $\alpha_{кр}$.
3. Шасси

Вариант №22

1. Ток чизиги, ток начайси, элементар оким. Ток чизиги тенгламаси
2. Самолётнинг аэродинамик сифати.
3. Учиш давомийлиги ва узоқлиги

Вариант №23

1. Аэродинамикада юза кучлари.
2. Максимал кўтариш кучининг коэффициенти.
3. Кўтарилиш

Вариант №24

1. Қанот профили ва унинг аэродинамик тавсифи.
2. Самолётга таъсир қилувчи қаршилик кучлари.
3. Қўниш

ОБЩИЕ ВОПРОСЫ

1. Из каких основных агрегатов состоит современный самолет?
2. Что относится к структурной схеме самолета?
3. Что такое авиационный комплекс?
4. Из каких основных периодов состоит история мировой авиации?
5. Как классифицируются самолеты ГА?
6. Какие самолеты относятся к военным?
7. Классификация самолётов по конструкционному признаку?
8. Что такое ГТТ?
9. Дать определение плотности, температуры, давления, вязкости.
10. Записать уравнение состояние газа.
11. Чему равна газовая постоянная для воздуха?
12. Дать определение сжимаемости газов.
13. Записать формулу скорости звука.
14. Что такое число Маха?
15. Что называется атмосферой Земли?
16. Каков химический состав воздушной среды?
17. В каких слоях атмосферы сосредоточены основная воздушная масса?
18. Как изменяется температура, давление, плотность в тропосфере?
19. Что называется стандартной атмосферой? Её характеристики?
20. Назначение стандартной атмосферы.
21. Что такое идеальная жидкость?
22. Запишите уравнение Эйлера.
23. Запишите уравнение интеграл Бернулли для несжимаемой жидкости.
24. Запишите уравнение интеграл Бернулли для сжимаемого газа.
25. Какова зависимость между числом M невозмущенного потока и углом возмущения?
26. Укажите основные соотношения для прямого скачка уплотнения.
27. Укажите основные соотношения для косоугольного скачка уплотнения.
28. Какие бывают виды течений жидкости и газа в зависимости от числа Маха, числа Рейнольдса?
29. Перечислите режимы течения.
30. Что называется критическим числом Рейнольдса?
31. Чем отличается турбулентное течение от вихревого?
32. Почему на поверхности обтекаемого тела возникает пограничный слой?

33. Что называют пограничным слоем?
34. Какие виды пограничного слоя существуют?
35. На какие части делится поток, обтекающий тело?
36. В чем причины образования пограничного слоя у твердых тел, обтекаемых потоком?
37. Как определить переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный?
38. Какое сопротивление образуется в пограничном слое, образовавшегося на криволинейной поверхности?
39. Чем определяются аэродинамические характеристики самолета?
40. Формула зависимости $C_{y\alpha} = f(\alpha)$ и ее график. Указать нулевой угол атаки α_0 , допустимый угол атаки $\alpha_{доп}$, критический угол атаки $\alpha_{кр}$.
41. Чему равно аэродинамическое качество?
42. Написать формулу поляр $I^{ор}$ рода для $M \leq M_{кр}$. Сколько будет поляр для $M \leq M_{кр}$?
43. Написать формулу поляр $I^{ор}$ рода для $M > M_{кр}$. Сколько будет поляр для $M > M_{кр}$?
44. Что понимается под положением летательного аппарата?
45. Дайте характеристику земной системы координат.
46. Что понимается под ориентацией летательного аппарата?
47. Дайте характеристику связанной системы координат.
48. Дайте определение горизонтального полета.
49. Какие силы и как действуют на самолет в горизонтальном полете?
50. Напишите уравнения движения самолета в горизонтальном полете в проекциях на оси скоростной системы координат и получите из них условия горизонтального полета.
51. Что такое скорость, тяга и мощность, потребные для горизонтального полета, как они (по каким формулам) рассчитываются, от чего и как зависят?
52. Что такое располагаемая тяга и мощность, как они рассчитываются, от чего и как зависят (как для самолетов с ТВД, так и для самолетов с ТРД)?
53. Чем обусловлены теоретическая минимальная и максимальная скорости полета самолета, как и почему изменяются с высотой?
54. Что такое минимально допустимая скорость, чем она обусловлена и как изменяется с высотой?
55. Что такое практическая минимальная скорость, чем она отличается от минимально допустимой скорости и для каких самолетов этим отличием допустимо пренебречь?
56. Что такое максимальная крейсерская скорость?
57. Чем обусловлено наличие максимально допустимых скоростей, почему их значение в кратковременном и длительном полете (нормальных условиях эксплуатации) различны, как и почему они изменяются с высотой?
58. Что такое теоретический потолок самолета?
59. Что такое набор высоты?
60. Что такое снижение?
61. Чем определяется угол наклона траектории при наборе высоты (снижении)?
62. Чем определяется величина вертикальной скорости при наборе высоты (снижении)?
63. Почему при анализе характеристик наборы высоты (снижения) пассажирских самолетов и при их расчете можно пользоваться кривыми тяг (мощностей) проф. Н. Е. Жуковского, построенными для горизонтального полета?
64. Как изменяется максимальная вертикальная скорость самолета с ТРД с высотой?
65. Что называется теоретическим и практическим потолком самолета?
66. Может ли самолет набрать в установившемся полете теоретический потолок, если нет, то почему?

67. Что такое барограмма подъема самолета? Что нужно знать для ее расчета и как она рассчитывается?
68. Что такое планирование? Какие силы и как действуют на самолет при планировании? Какие условия планирования?
69. Что такое поляра скоростей планирования, как она рассчитывается и какой имеет вид?
70. Что такое режим наибольшей дальности планирования, на каком угле атаки он имеет место, как он определяется по поляре скоростей планирования и чему равна наибольшая дальность планирования с заданной высоты полета H ?
71. Что такое режим наибольшей продолжительности планирования, на каком, примерно, угле атаки он имеет место, как он определяется по поляре скоростей планирования и как может быть рассчитано время планирования на этом режиме?
72. Что такое поляра скоростей набора высоты, как она рассчитывается и какой имеет вид? Как определяется по ней режимы наиболее крутого и наиболее быстрого набора высоты?
73. Что понимается под взлетом и взлетной дистанцией самолета?
74. По каким принципиальным схемам производится взлет самолета и из каких этапов он складывается?
75. Какие силы действуют на самолет в процессе разбега и как они изменяются с изменением скорости движения?
76. Что такое скорость отрыва, из какого условия она определяется, от чего и как она зависит?
77. Что понимается под критической скоростью при взлете с одним отказавшим двигателем?
78. Что называется продолженным взлетом?
79. Что называется прерванным взлетом?
80. Что называется сбалансированной взлетной дистанцией самолета?
81. Что понимается под разбалансированным взлетом самолета?
82. Что называется потребной длиной разбега?
83. Что такое сбалансированная длина разбега?
84. Что понимается под посадкой и посадочной дистанцией самолета?
85. По каким принципиальным схемам производится посадка самолета, из каких этапов она складывается?
86. Какие силы действуют на самолет в процессе пробега и как они изменяются с изменением скорости движения?
87. Что такое посадочная скорость, из какого условия она определяется и от чего зависит?
88. Почему предпосадочное снижение должно выполняться на скорости больше посадочной?
89. Что понимается под потребной длиной ВПП?
90. Какая высота по нормам летной годности принимается за высоту стандартного препятствия на границе аэродрома при взлете и посадке?
91. Когда отклонены закрылки на большой угол, при взлете или при посадке, и почему?
92. Когда в условиях взлета и посадки применяются спойлеры (интерцепторы), в чем заключается их эффект?
93. Что такое дальность полета, из чего (каких составляющих) она складывается?
94. Что нужно знать, чтобы определить количество топлива, которое может быть израсходовано в горизонтальном полете на дальность?
95. Что такое техническая и практическая дальность и продолжительности полета?
96. Что такое часовой расход топлива, как он связан с удельным расходом топлива?

97. Что такое километровый расход топлива, как он связан с часовым расходом топлива?
98. Как влияет скорость полета на часовой и километровый расходы топлива самолета с ТРД и как приближенно можно определить по кривым тяг проф. Н. Е. Жуковского режимы наибольшей дальности и продолжительности полета этого самолета?
99. Как влияет высота полета на часовой и километровый расходы топлива (на дальность и продолжительность горизонтального полета) и почему?
100. Что такое полет по «потолкам»?
101. Из каких и скольких уравнений состоит система дифференциальных уравнений, описывающая движение самолета?
102. Что понимается под продольным и боковым движением самолета?
103. Что понимается под невозмущенным и возмущенным движением летательного аппарата?
104. В чем состоит сущность метода малых возмущений? Что он дает?
105. Что такое равновесие самолета? Что понимается под продольным и боковым равновесием самолета?
106. Что такое балансировка самолета? Что понимается под продольной и боковой балансировкой самолета?
107. Чем обеспечивается балансировка самолета и в каком виде принято представлять результаты рассмотрения балансировки самолета?
108. Что называется устойчивостью (динамической устойчивостью) самолета и как о ней судят?
109. Что понимается под продольной и боковой динамической и статической устойчивостью самолета?
110. Что понимается под статической устойчивостью самолета и как о ней судят?
111. Что называется управляемостью самолета?
112. В чем заключается противоположность и единство понятий устойчивости и управляемости?
113. Что понимается под статической балансировкой и управляемостью?
114. Что понимается под статической продольной и боковой управляемостью?
115. Какие силы относятся к статическим, а какие к динамическим при полете самолета?
116. На какие категории разделяются все силы действующие на самолет?
117. Что называется перегрузкой?
118. Как определяется перегрузка при различных режимах полета?
119. Для чего предназначено крыло самолета?
120. Какие требования предъявляются к крылу самолета?
121. Какие бывают внешние формы крыла?
122. Перечислите основные параметры крыла?
123. Какие бывают крылья по виду спереди и по форме профиля?
124. Что такое расчетная аэродинамическая сила?
125. Где могут быть приложены сила тяжести или агрегата?
126. Какие ещё силы могут действовать к крылу самолета при полете?
127. Где и как возникают изгибающий и крутящий момент крыла?
128. Что такое касательное усилие?
129. Из каких основных силовых элементов состоит конструкция крыльев и их назначение?
130. Какие бывают лонжеронные крылья?
131. Какие бывают многолонжеронные крылья?
132. Что такое кессонное крыло?
133. В каких крыльях нервюры не существуют?

134. Применяются ли композиционные материалы в каркасных элементах крыла самолета?
135. Где применяются однолонжеронные крылья?
136. Какие элементы конструкции крыла передают нагрузки (Q , M и M_k) к корневую часть крыла?
137. В чем особенность двухлонжеронных крыльев?
138. Какой бывает стреловидное крыло с внешней балкой в плоскости крыла?
139. Что относится к механизации крыла?
140. Чем связана механизация крыла и ВПХ?
141. Какие органы механизации для чего служат?
142. Перечислите внутренние элементы конструкции механизации крыла?
143. Для чего предназначено предкрылка крыла самолета?
144. В каких случаях применяют отклоняемые носки?
145. Назначение элерона?
146. Что такое аэрокомпенсация?
147. Назначение оперения?
148. Какие требования предъявляются к оперению самолета?
149. Из каких элементов состоит ГО и из каких состоит ВО?
150. Какие нагрузки действуют на оперение самолёта?
151. Из чего состоит конструкция ГО?
152. Из чего состоит конструкция ВО?
153. Особенность конструкции ЦПГО?
154. Когда применяется Т – образное оперение?
155. Для чего предназначен фюзеляж самолета?
156. Какие требования предъявляются к ним?
157. Перечислите основные параметры фюзеляжа?
158. Какие бывают формы поперечного сечения фюзеляжа?
159. Какие соотношения между параметрами фюзеляжа и грузоподъемностью?
160. Какие нагрузки действуют на фюзеляж?
161. Как проверяется элементы конструкции фюзеляжа на нормы прочности?
162. Для чего строятся эпюры моментов и перерезающих сил?
163. Какие бывают КСС агрегата фюзеляжа?
164. Из каких основных конструктивных элементов состоит конструкция фюзеляжа и как они работают?
165. Где применяются балочные конструкции фюзеляжа?
166. Как крепятся агрегаты крыло, оперение, шасси и двигатели к фюзеляжу?
167. Что относится к большим, а что к малым вырезам?
168. Каким способом обеспечивается жесткость конструкции в местах вырезов фюзеляжа?
169. Что входит к системе жизнеобеспечения?
170. Для чего предназначено шасси самолета?
171. Какие основные параметры предъявляются к агрегату шасси?
172. Сколько видов схем шасси существуют, и какие более применимые?
173. Перечислите параметры шасси?
174. Какие нагрузки действуют на шасси самолета?
175. Что называется ферменной конструкцией шасси?
176. Что называется балочной конструкцией шасси?
177. Какие бывают опорные элементы шасси?
178. Для чего предназначен амортизатор самолета?
179. Из каких основных элементов состоит амортизатор?
180. Какие виды амортизаторы бывают?
181. Объясните работу жидкостно-газового амортизатора?

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

**ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени ИСЛАМА КАРИМОВА**

ФАКУЛЬТЕТ ИНЖЕНЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Кафедра: «Техническая эксплуатация воздушных судов и оборудования»

КРИТЕРИЙ ОЦЕНКИ

**по дисциплине: «АЭРОДИНАМИКА И
КОНСТРУКЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

РЕЙТИНГ-КОНТРОЛЬ

по дисциплине «Аэродинамика и конструкция ЛА»
направление: 5620200 – «Управление воздушным движением летательных аппаратов»

по учебному плану:

<i>Общий объем часов</i>	– 128 ч.
в том числе	
<i>Объем аудиторных часов</i>	– 72 ч.
Лекции	– 36 ч.
Практические занятия	– 10 ч.
Лабораторные занятия	– 26 ч.
<i>Самообразование</i>	– 56 ч.

Оценка показателей успеваемости:

«Отлично»	(86...100) баллов
«Хорошо»	(71...85) баллов
«Удовлетворительно»	(56...70) баллов
«Неудовлетворительно»	(менее 56) баллов

Оценку «Отлично» получает студент, если он усвоил программу на 86 баллов и выше, т. е. получил отличные знания и умения в области аэродинамики и конструкции, закономерности и методы определения аэродинамических характеристик ЛА.

Оценку «Хорошо» получает студент, если он усвоил программу на 71 балл и выше, если он получил хорошие знания в области аэродинамики и конструкции, закономерности и методы определения аэродинамических характеристик ЛА.

Оценку «Удовлетворительно» получает студент, если он усвоил программу на 56 баллов и выше, при этом приобрел некоторые навыки определения аэродинамических характеристик и конструкцию ЛА.

Оценку «Неудовлетворительно» получает студент, если он усвоил программу на 54 баллов и ниже.

Разбивка баллов по видам контроля:

- | | |
|--|-------------|
| 1. Текущий контроль (ЖБ _А +ЖБ _{МИ}) | – 36 баллов |
| 2. Промежуточный контроль (ОБ _А +ОБ _{МИ}) | – 34 баллов |
| 3. Итоговый контроль (ЯБ _А +ЯБ _{МИ}) | – 30 баллов |

Рейтинг-контроль в течение семестра

	I рейтинг									II рейтинг									ΣОБ	ΣЖБ	ЖБ + ОБ	ЯБ			Всего
	А			МИ			ЖБ ₁	ОБ ₁	ЖБ ₁ +ОБ ₁	ЖБ ₂	ОБ ₂	ЖБ ₂ +ОБ ₂	ЖБ _{2А} ⁺	ОБ _{2А} ⁺	ЖБ _{2МИ}	ОБ _{2МИ}	ЖБ ₂ ⁺	ОБ ₂ ⁺				А	МИ	А + МИ	
	ЖБ ₁	ОБ ₁	ЖБ ₁ +ОБ ₁	ЖБ _{1А} ⁺	ОБ _{1А} ⁺	ЖБ _{1МИ}																			
Макс. балл	14	8	22	4	10	14	18	18	36	14	6	20	4	10	14	18	16	34	34	36	70	18	12	30	100
Проходной балл	8	4	12	2	6	8	10	10	20	7	3	10	3	5	8	10	8	18	18	20	38	10	7	17	55

КРИТЕРИИ ОЦЕНКИ
курсовой работы по дисциплине «Аэродинамика и конструкция летательных аппаратов».

Балл	
86-100	<p>1. Качество выполнения расчетно-пояснительной записки и чертежей курсовой работы:</p> <ul style="list-style-type: none"> • курсовая работа полностью соответствует заданию; • выполненные разделы отчета достаточно полностью обоснованы; • выполненные чертежи полностью соответствуют требованиям; • отчет выполнен в соответствии с правилами грамматики и орфографии; • использована литература, относящаяся к выполнению курсовой работы; • выводы полностью обоснованы. <p>2. Качество защиты курсовой работы:</p> <ul style="list-style-type: none"> • в процессе защиты полностью и подробно изложено содержание курсовой работы; • ответил(а) на вопросы четко, ясно и подробно; • продемонстрировал высокий уровень интеллектуальных способностей.
71-85	<p>1. Качество выполнения расчетно-пояснительной записки и чертежей курсовой работы:</p> <ul style="list-style-type: none"> • курсовая работа соответствует заданию; • актуальность обоснована; • выполненные чертежи полностью соответствуют требованиям; • отчет выполнен в соответствии с правилами грамматики и орфографии; • выводы в основном обоснованы полностью. <p>2. Качество защиты курсовой работы:</p> <ul style="list-style-type: none"> • в процессе защиты, в основном, в полном объеме изложена цель курсовой работы; • ответил(а) на вопросы в целом подробно; • достаточный уровень интеллектуальных способностей.
55-70	<p>1. Качество выполнения расчетно-пояснительной записки и чертежей курсовой работы:</p> <ul style="list-style-type: none"> • курсовая работа практически соответствует заданию; • актуальность темы полностью обоснована; • удовлетворительно обоснованы разделы отчета; • в основном отчет выполнен полностью; • удовлетворительно выполнены чертежи; • удовлетворительно обоснованы выводы. <p>2. Качество защиты курсовой работы:</p> <ul style="list-style-type: none"> • в защите удовлетворительно изложена цель курсовой работы; • удовлетворительно ответил(а) на вопросы; • удовлетворительный уровень интеллектуальных знаний.
0-54	<p>1. Качество выполнения расчетно-пояснительной записки и чертежей курсовой работы:</p> <ul style="list-style-type: none"> • актуальность темы работы обосновано недостаточно; • недостаточно обоснованы разделы отчёта; • чертежи не соответствуют требованиям; • выводы не обоснованы. <p>2. Качество защиты курсовой работы:</p> <ul style="list-style-type: none"> • содержание и качество защиты курсовой работы неудовлетворительны; • неудовлетворительно ответил(а) на вопросы; • степень готовности к защите неудовлетворительно.

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

**ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени ИСЛАМА КАРИМОВА**

ФАКУЛЬТЕТ ИНЖЕНЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Кафедра: «Техническая эксплуатация воздушных судов и оборудования»

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

**по дисциплине: «АЭРОДИНАМИКА И
КОНСТРУКЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

Основная литература

1. Houghton E.L., Carpenter P.W., Steven H. Coolicott., Daniel T. Valentine. Aerodynamics for Engineering Students. Oxford. Butterworth-Heinemann, 2013. – 717 p.
2. Wayne Durham. Aircraft flight dynamics and control. Virginia polytechnic institute and State university. John Wiley & Sons Ltd., 2015. – 286 p.
3. Tapan K. Sengupta. Theoretical and Computational Aerodynamics. ИТ Канпур, India, 2015. – 517 p.
4. Snorri Gudmundsson. General aviation aircraft design: Applied methods and procedures. Butterworth-Heinemann, Elsevier Inc, USA, 2014.–1029p.
5. Житомирский Г.И. «Конструкция самолётов». Москва: изд. Машиностроение. 2005 г. – 416 с.
6. Ефимов В.В. Основы авиации. Часть I. Основы аэродинамики и динамики полета летательных аппаратов. 2003. – 63 с.

Дополнительная литература

1. Мирзиёев Ш.М. Эркин ва фаровон, демократик Ўзбекистон давлатини биргаликда барпо этамиз. Ўзбекистон Республикаси Президентининг лавозимида киришиш тантанали маросимида бағишланган Олий Мажлис палаталарининг кўшма мажлисидаги нутқи. –Т.: “Ўзбекистон” НМИУ, 2016. – 56 б.
2. Мирзиёев Ш.М. Қонун устуворлиги ва инсон манфаатларини таъминлаш – юрт тараққиёти ва халқ фаровонлигининг гарови. Ўзбекистон Республикаси Конституцияси қабул қилинганининг 24 йиллигига бағишланган тантанали маросимдаги маъруза 2016 йил 7 декабрь. – Т.: “Ўзбекистон” НМИУ, 2016. – 48 б.
3. Мирзиёев Ш.М. Буюк келажагимизни мард ва олижаноб халқимиз билан бирга қурамиз. - Т.: “Ўзбекистон” НМИУ, 2017. – 488 б.
4. Ўзбекистон Республикасини янада ривожлантириш бўйича Ҳаракатлар стратегияси тўғрисида. - Т.:2017 йил 7 февраль, ПФ-4947-сонли Фармони.
5. Прандтль Л. «Гидроаэромеханика». Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2000. – 576 с.
6. Основы аэродинамики и динамики полета. Учебное пособие. Рига, 2010 г. – 105 с.
7. Богословский С.В. «Физические свойства газов и жидкостей»ю Учебное пособие. СПбГУАП. СПб., 2001. – 73 с.
8. Лаврухин Г.Н. «Аэрогазодинамика реактивных сопел». Т. I. Внутренние характеристики сопел. – М.: Наука. ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 376 с.
9. Шашкин А.П. «Основы прикладной газодинамики». Учебное пособие. Новосибирск. НГТУ, 2001 г. – 91 с.

Интернет сайты

1. www.gov.uz – Ўзбекистон Республикаси ҳукумат портали.
2. www.lex.uz – Ўзбекистон Республикаси Қонун ҳужжатлари маълумотлари миллий базаси.
3. www.cofe.ru/avia – Полная энциклопедия мировой авиации: самолёты и вертолёты XX столетия.

4. www.ziyonet.uz – Таълим портали.
5. www.mati.ru – сайт Российского государственного технологического университета им.К.Э.Циолковского.
6. www.airwar.ru – сайт “Уголок неба” – большая авиационная энциклопедия.
7. www.avion.ru – сайт Авиационной группы «Авион».
8. www.maks.ru – официальный сайт Международного авиационно-космического салона – МАКС.
9. www.uzairways.com – сайт НАК "Узбекистан хаво йуллари".
10. www.tsagi.ru – сайт Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н. Е. Жуковского
11. www.imec.msu.ru – сайт Научно исследовательского института механики МГУ им. М. В. Ломоносова