

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО  
ОБРАЗОВАНИЯ РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН  
ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ

**Авиакосмический факультет**

**Кафедра: «Конструкция и проектирование летательных аппаратов»**



**А. М. Алимов**

## **К О Н С П Е К Т Л Е К Ц И Й**

**По курсу  
«Конструкция летательных аппаратов»**

для направления образования: 521000 «Авиационное и  
космическая техника» бакалавриата

ТАШКЕНТ – 2000 г.

Протокол № \_\_\_\_\_ от \_\_\_\_\_ 1999 г.

Зав. кафедрой

доц. Султанов А.Х.

*Конспект лекций обсужден и одобрен методическим советом Авиационно-космического факультета.*

Протокол № \_\_\_\_\_ от \_\_\_\_\_ 1999 г.

Председатель метод  
совета факультета

доц. Хидоятов А.В.

Алимов А.М.

А1 Конспекты лекций по курсу «Конструкция летательных аппаратов». Учебное пособие для студентов авиационных специальностей вузов, техникумов и колледжей. – 1-е изд., - Т.: типография ТГАИ, 2000. – 100 с.

Изложены вопросы, связанные с историей авиации, авиационного комплекса, с назначением, внешними формами и параметрами самолетов и их агрегатов; рассмотрены аэроупругие явления и меры предотвращения их; даны конструктивно-силовые схемы агрегатов самолета, их анализ и сравнительная оценка; Изложены требования к самолету и его агрегатам, силы действующие на агрегаты самолета и работа конструкции под нагрузкой.

А.М. Алимов, 2000

## Предисловие

Авиастроение в Узбекистане является одной из приоритетных областей науки и промышленности, требующей постоянного совершенствования и использования новейших достижений теории проектирования, технологии и материаловедения.

Естественно, что этот процесс должен сопровождаться и соответствующим совершенствованием учебной литературы, обеспечивая подготовку авиационных специалистов. Одним из таких пособий для подготовки авиационных специалистов может являться данный конспект лекций по конструкции самолетов. В процессе изучения курса «Конструкция летательных аппаратов» будущие специалисты должны получить твердые знания о назначении, внешних формах и параметрах самолетов и их отдельных агрегатов; о действующих на них нагрузках и работе под нагрузкой, о назначении и конструкции элементов и узлов; о конструктивно-силовых схемах агрегатов самолета и их сравнительной оценке.

Данное пособие предназначено для студентов ТГАИ обучающихся по направлению бакалавриата В 521000 «Авиастроение и космическая техника» по кафедре КиПЛА. Курс «Конструкция летательных аппаратов» является базовым для изучения других специальных дисциплин кафедры.

Курс состоит из 23 лекций и 8 лабораторных занятий. По каждой лекции даются теоретические материалы, определения, ключевые слова. В конце каждой лекции есть контрольные вопросы, ссылка на литературу, по которой студент может самостоятельно укрепить и расширить свои знания..

## Лекция №1

### тема: Роль и значение, цель и задачи, содержание дисциплины. Понятие об авиационном комплексе. Краткий исторический обзор развития самолетостроения

. План

1. Роль и значение дисциплины.
2. Роль и задачи дисциплины.
3. Структурная схема самолета и понятие об авиационном комплексе.
4. История авиации.

*Роль и значение дисциплины.*

Учебная дисциплина КЛА является необходимой при подготовке авиаинженера. Современный самолет представляет собой в сущности совокупность трех основных компонентов:

конструкции самолета;  
силовой установки;  
систем оборудования самолетов;

*Цель и задачи дисциплины.*

Дисциплина должна дать студентам знания по назначению, внешним формам, параметрам самолетов и их сборочных единиц, действующих на них нагрузкам и их работе под нагрузкой, конструктивно-силовым схемам сборочных единиц самолетов, их анализу и сравнительной оценке, требованиям и сборочным единицам и путем реализации этих требований в конструкции самолетов.

*Задачи изучения дисциплины.*

В результате изучения дисциплины студента должны знать следующее

- назначение, внешние формы и параметры самолета и его сборочных единиц;
- действующие нагрузки и работа элементов конструкции под нагрузкой;
- назначение и варианты конструкции элементов и узлов;
- конструктивно-силовые схемы сборочных единиц самолета, их анализ и сравнительную оценку;
- требования к самолету и отдельным его агрегатам, возможные пути их удовлетворения.

В результате изучения дисциплины студенты должны уметь

- анализировать работу сборочных единиц самолета под действующей нагрузкой;
- анализировать и проводить сравнительную оценку различных сборочных единиц;
- формулировать требования и конструкции самолета (сборочной единицы) и определить рациональные пути их реализации в конструкции ЛА любого назначения.

#### СТРУКТУРНАЯ СХЕМА САМОЛЕТА.

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 самолета представляют собой сложные технические устройства, состоящие из взаимосвязанных по назначению, месту и функционированию агрегатов, частей и элементов.

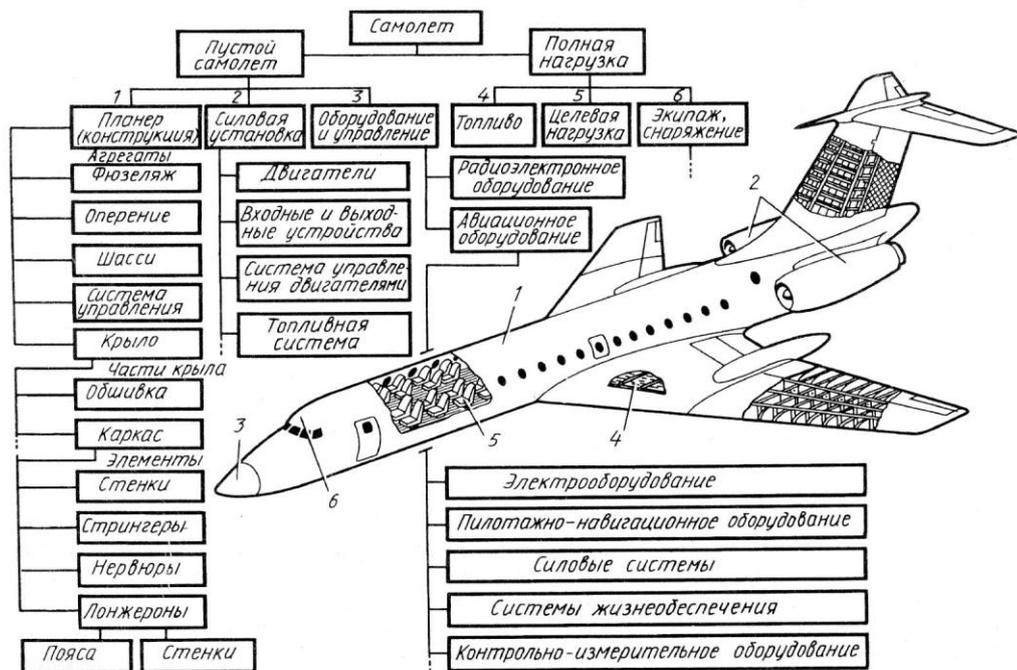


Рис.1.1 Структурная схема самолета.

### ПОНЯТИЕ ОБ АВИАЦИОННОМ КОМПЛЕКСЕ.

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.

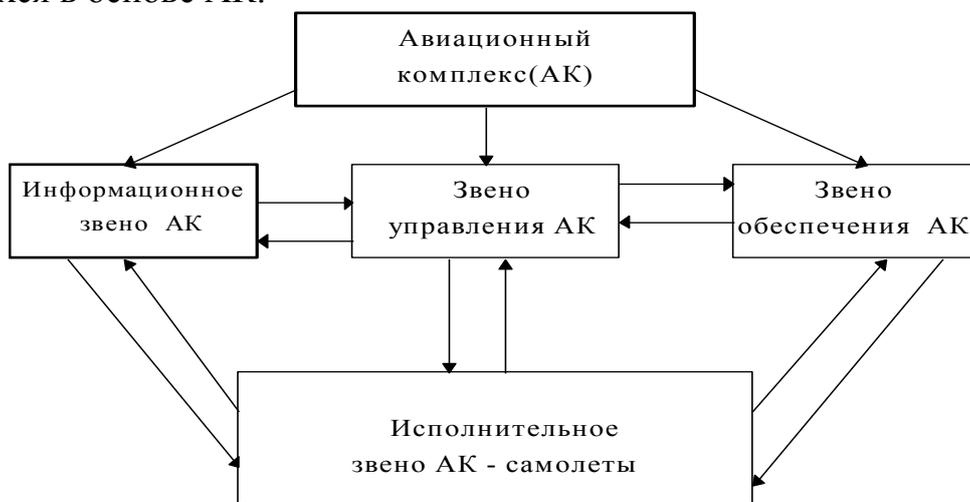


Рис. 1.2 Структура авиационного комплекса. КРАТКИЙ ИСТОРИК О-ТЕХНИЧЕСКИЙ ОЧЕРК РАЗВИТИЯ АВИАЦИИ Процесс

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.

Период 1 (до 1903г.) 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 Ломоносов.

*Период 2 (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.

Период 2 - это период становления экспериментальной базы аэродинамической науки, накопления материалов о способах и методах конструирования и проектирования самолетов. Этот период связан с плодотворной деятельностью таких ученых, как Н.Е. Жуковский и его ученики С.А. Чаплыгин, В.Н. Ветчинкин, Б.Н. Юрьев, А.Н. Туплев и др., утвердивших приоритет русских ученых в разработке многих вопросов авиационной науки и техники.

*Период 3 (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 4 (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 5 (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 6 (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.

*Ключевые слова.*

Самолет, авиация, авиационный комплекс, структурная схема самолета, конструкция

*Контрольные вопросы.*

1. Из каких основных компонентов 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?

Литература - 3; 5; 10.

## Лекция №2

### тема: КЛАССИФИКАЦИЯ САМОЛЕТОВ ПО НАЗНАЧЕНИЮ. ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА.

#### План

- 1.Классификация самолетов по назначению
- 2.Классификация самолетов по конструкционным признакам.
- 3.Основные требования, предъявляемые к конструкции самолета.

Все самолеты разделяются 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 разной грузоподъемности)

#### **В состав ВМФ входят**

- базовая авиация (береговая)(ракетноносцы, самолеты-разведчики и др.)

#### **В состав ПВО входят**

- используют для своих целей 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 самолетов по конструкционным признакам.**

#### **По расположению крыльев**

- Расчалочный моноплан.
- Триплан.
- Расчалочно-стоечный биплан.
- Подкосный моноплан.
- Стоечный биплан.
- Перьевой.
- Свободнонесущий биплан.
- Полутороплан.
- Чайка.
- Моноплан.

## **По форме в плане**

Прямоугольные.  
Эллиптические.  
Параболические.  
Круглые.  
Стреловидное.  
Трапецевидное.  
Треугольное.  
Треугольное с наплывом.  
Кольцевое.  
Переменной стреловидности.  
Обратной стреловидности.

## **Схема оперения**

Коробчатое.  
Двухболочное.  
Многокилевое.  
Разнесенное 2-х килевое.  
П-образное.  
V-образное.  
Нормальное.  
Со среднерасположенным ГО.  
Т-образное.  
У-образное.  
Двухкилевое.  
Крестообразное.

## **По схеме шасси**

- 1.Четырехопорное.
- 2.Трехопорное с хвостовой опорой.
- 3.Многоопорное.
- 4.Велосипедное.

## **Тип опорного элемента**

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

## **По схеме фюзеляжа**

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

## **По типу двигателя**

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

## **Число и расположение 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.

1	Аэродинамическая схема самолета	"Бесхвостка"	Нормальная	"Летающее крыло"	"Чутка"	С передним и хвостовым ГО	Конвертируемая								
2	Число и расположение	Расчалочный моноплан	Триплан	Расчалочно-стыречный биплан	Подкосный моноплан	Парасоль	Стоечный биплан	Свободнесущий биплан	Полотораплан	"Чайка"	Моноплан				
3	Крыло Форма в плане	Прямоугольное	Эллиптическое	Параболическое	Круглое	Стреловидное	Трапециевидное	Треугольное	Треугольное с наплывом	Оживальное	Кольцевое	Переменной стреловидности	Обратной стреловидности		
4	Схема оперения	Карбокатное	Двухлопное	Многолопное	Разнесенное двухлопное	П-образное	V-образное	Нормальное	Со среднерасположенным ГО	T-образное	Y-образное	Двухлопное с ЦПГО	Крестообразное		
5	Схема	Четырехопорное	Трехопорное с хвостовой опорой	Трехопорное с носовой опорой	Многоопорное	Велосипедное									
6	Тип опорного элемента	Колесный	Лыжный	Колесно-лыжный	Чашечный	Гусеничный	Воздушная подушка	Поплавокный							
7	Схема фюзеляжа	Гондола (бесфюзеляжная)	Нормальная	Двухлопная	Двухфюзеляжная	Лодка	Несущий фюзеляж								
8	Тип двигателя	Мускульный	Паровой	Поршневой/Дизель	ТВД	ТРД / Ф	ТРДД / Ф	ПВРД / ПуВРД	ЖРД	РДТТ	Комбинированный				
9	Число и расположение двигателей	В носовой части	В средней части	В хвостовой части	В корне крыла	В средней части крыла	На концах крыла	Над крылом	На пиллонах под крылом	3 в хвостовой части	4 под фюзеляжем	4 на пиллонах под крылом	4 в корне крыла	4 в хвостовой части	Раздельная СУ для СВВП

Рис. 2.1. Классификация самолетов по конструктивным признакам.

### Требования к самолетам различны:

Нормированные требования....

Тактико-технические требования -это часть технической задачи , разработанная заказчиком.

Общие требования....

Специальные требования....

Требования- это определенная совокупность поражении , которая должна быть наиболее полно удовлетворена при разработке , создании и эксплуатации самолетов с тем , чтобы их эффективность на единицу материальных затрат была наибольшей.

### Ключевые слова.

ГА - гражданская авиация, ВВС - военно-воздушные силы, ВМФ – военно-морской флот, ПВО – противовоздушная оборона, ИА – истребительная авиация, ТТТ – тактико-технические требования,

ТВД – турбовинтовой двигатель,

ТРД – турбореактивный двигатель,

ТРДД – турбореактивный двухконтурный двигатель,

ЖРД – жидкостно-ракетный двигатель

РДТТ – ракетный двигатель твердого топлива

Контрольные вопросы.

1. Как классифицируются самолеты ГА?
2. Какие самолеты относятся к военным?
3. Что такое ТТТ?
4. Классификация по конструкционному признаку?

Литература - 2, 3, 4, 5, 10.

### Лекция №3

## тема: СИЛЫ ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ ПРИ ПОЛЕТЕ. ПОНЯТИЕ ПЕРЕГРУЗКИ. ПЕРЕГРУЗКИ В РАЗЛИЧНЫХ УСЛОВИЯХ ПОЛЁТА.

### План

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

В процессе эксплуатации самолет, его агрегаты и отдельные части подвергаются воздействию разнообразных нагрузок.

Нагрузки действующие на самолет, 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);

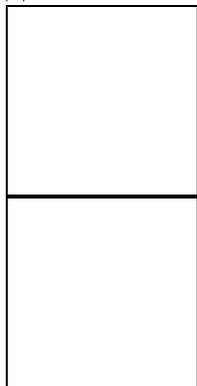
по величине и направлению.

Силы действующие на самолет разделяют на две категории:

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

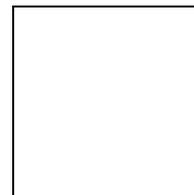
М.С. - это сила тяжести  $mg$  и инерционные силы  $mj_n$  и  $mj_t$ , определяемые нормальным  $j_n$  и тангенциальным  $j_t$  ускорениями.

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



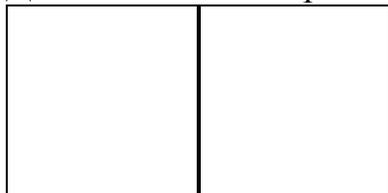
- равнодействующая поверхностных сил.

- равнодействующая массовых сил



(3.1)

Для любого  $i$ -го агрегата самолета



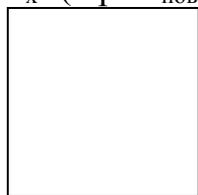
### Понятие перегрузки

Под перегрузкой понимается отношение равнодействующих всех поверхностных

сил  к весу самолета  $G$ :   $/G$  (3.2)

Перегрузка при взлете:   $(R_a+P)/G$ , при посадке:   $(R_a+P+R_{ш})/G$ , где  $R_a$ -равнодействующая аэродинамических сил  $X, Y, Z$ . Перегрузка 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

$$n_x=(\text{Пр}xR_{\text{пов}})/G; n_y=(\text{Пр}yR_{\text{пов}})/G; n_z=(\text{Пр}zR_{\text{пов}})/G; \quad (3.3)$$



(3.4) и называются они соответственно тангенциальной

(пропорциональной), нормальной и боковой перегрузками.,  $n$ -полная перегрузка в центре масс самолета.

При малых углах  $\alpha$  и  $\varphi$  составляющие перегрузки по осям  $n_x, n_y, n_z$  примут вид

$$n_x=Y/G; n_y=(P-X)/G; n_z=Z/G. \quad (3.5)$$

(3.5) - формула позволяет определить значения перегрузок  $n_x, n_y, n_z$  либо через известные силы, действующие на самолет, либо через параметры движения.

Перегрузка  $n_x$  определяет величину ускорения по траектории  $j_t$  и не может превосходить значения тяговооруженности самолета  $P/G$ . 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  $Y_aOZ_a$  и либо вообще равна нулю при  $Z=0$ .

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

### Перегрузки в различных условиях полета.

Установившийся прямолинейный полет в горизонтальной плоскости (см. рис.3.2,а).

$V=\text{const}$  тогда,  $P=X$  - установившегося полет;  $Y=G$  - горизонтальный полет;  $Z=0$  - прямолинейный полет. Тогда из (3.5) получим

$$n_x=Y/G=1; n_y=(P-X)/G=0; n_z=Z/G=0.$$

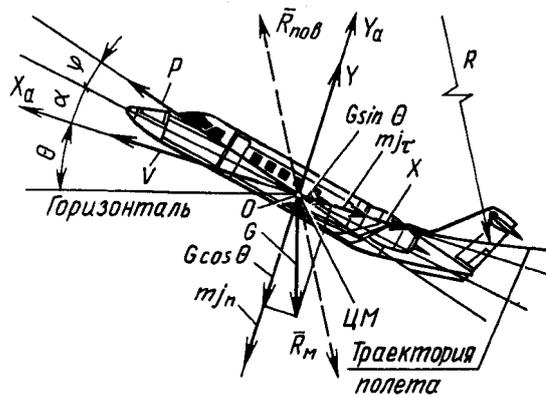


Рис 3.1.Криволинейный полет в вертикальной плоскости.

*Криволинейный полет в вертикальной плоскости (рис 3.1).*

Очевидно, в нижней точки траектории при  $\theta=0$  получим максимальное для данных  $V$  и  $R$  значения перегрузки  $n_y=1+V^2/(gR)=n_{y\max}$ .

*Криволинейный полет в горизонтальной плоскости (см. рис.3.2,б).* Такой полет достигается за счет крена (угол  $\gamma$ ) и получаемого при этом искривления траектории движения - за счет гориз. Составляющей  $Y\sin\gamma$  подъемной силы  $Y$ .

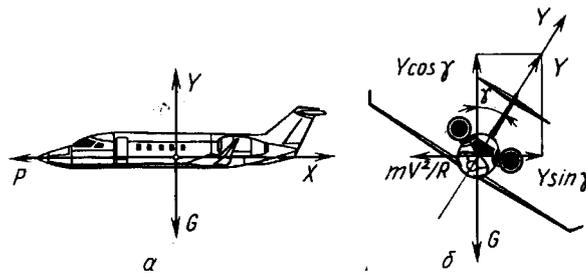


Рис. 3.2 Силы действующие на фюзеляж: а – в горизонтальном установившемся полете; б – на вираже.

При правильном вираже без скольжения ( $H=\text{const}$ ) 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  $n=1/\cos\gamma$ .

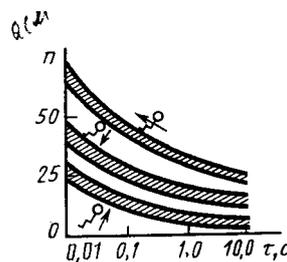


Рис. 3.3 Уровни перегрузок, переносимых летчиком, в зависимости от направления их действия и продолжительности.

Ключевые слова

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

Контрольные вопросы.

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?

Литература - 2,3,5,10.

## Лекция №4

### тема: ОСНОВНЫЕ КОНСТРУКЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ В САМОЛЕТОСТРОЕНИИ И ИХ ХАРАКТЕРИСТИКИ.

#### План

1. Факторы учитываемые при выборе материала.
2. Алюминиевые сплавы.
3. Магниевые и титановые сплавы.
4. Стали.
5. Композиционные материалы.

В современных авиационных конструкциях наибольшее применение находят высокопрочные алюминиевые, магниевые и титановые сплавы, стали, в том числе высокопрочные легированные и коррозионно-стойкие, и композиционные материалы.

Правильный выбор материала элементов конструкции может существенно улучшить весовые и летно-тактические характеристики самолета, а также снизить материальные затраты на его производство и эксплуатацию. При выборе материала учитываются его механические свойства (пределы прочности  $\sigma_B$ , текучести  $\sigma_T$ , сопротивления усталости при различных циклах изменения напряжений, модуль упругости  $E$ , износостойкость, вязкость и др.), теплофизические и химические свойства (коэффициент линейного расширения  $\alpha$ , теплопроводность  $\lambda$ , коррозионная стойкость и др.), плотность  $\rho$ , стоимость и дефицитность сырья, степень освоения в производстве, технологические свойства (пластичность, свариваемость, литейные качества, обрабатываемость резанием), определяющие возможность применения наиболее производительных производственных процессов — штамповки, прессования, литья, сварки и др. При выборе материала для элементов конструкции учитываются также их форма и размеры, величина и характер нагрузки (постоянная, ударная, циклическая), тепловое нагружение наличие в элементах конструкции отверстий, перепадов сечений и других концентраторов напряжений. Однако наибольшее внимание при выборе материала уделяется удовлетворению требования обеспечения необходимых прочности и жесткости конструкции при наименьшей массе, обеспечению весовой выгоды или весовой эффективности материала.

Весовая эффективность материала, определяемая его удельной прочностью  $\sigma_{\text{доп}}/\rho$  (отношением допустимых напряжений к плотности) и удельной жесткостью  $E/\rho$  (отношением модуля упругости материала к его плотности) для различных видов деформаций различна. Так, при растяжении — это  $\sigma_B/\rho$ , при общей потере устойчивости при сжатии —  $E/\rho$ , при сдвиге —  $\tau_B/\rho$ , при потере устойчивости при сдвиге —  $\sqrt[3]{E}/\rho$ , при изгибе и кручении —  $\sigma^{2/3}_B/\rho$  и  $\tau^{2/3}_B/\rho$ , при повторных нагрузках —  $\sigma_{\text{max}}/\rho$  (значения  $\sigma_{\text{доп}}$  при заданном усталостном ресурсе конструкции принимаются равными  $\sigma_{\text{max}}$ ).

Выгодность материала с учетом его стоимости определяется отношением удельной прочности  $\sigma_{\text{доп}}/\rho$  к стоимости 1 кг материала  $a$ , например  $\sigma_B/\rho a$ . Какими же характеристиками обладают конструкционные материалы?

1. **Алюминиевые сплавы** — это сплавы, отличающиеся высокими, сравнимыми

с легированными сталями значениями  $\sigma_{\text{доп}}/\rho$  и  $E/\rho$ , высоким сопротивлением усталости и хорошими технологическими характеристиками. Последнее позволяет применять к ним при обработке штамповку, прокатку, ковку и резание, а к некоторым из них и сварку. Они подразделяются на деформируемые (для производства листов, профилей, штамповок, поковок путем деформации) и литейные (для фасонных отливок) сплавы.

Деформируемые алюминиевые сплавы. Сплав Д16 — дюралюмин системы Al — Cu — Mg. Применяется для изготовления обшивок, стрингеров, лонжеронов, шпангоутов, нервюр, деталей системы управления. Имеет хорошую пластичность, что и позволяет широко применять штамповку для изготовления силовых элементов планера. Свариваемость плохая, хорошо обрабатывается резанием.

Сплав Д19 сохраняет работоспособность до более высоких, чем Д16, температур ( $t \approx 250$  °С) и имеет несколько более высокие по сравнению с ним характеристики  $\sigma_{\text{в}}/\rho$ . Используется для изготовления обшивки и заклепок.

Сплав АК4-11 — жаропрочный ковочный ( $t$  до 350 °С), используется для изготовления монолитных панелей сверхзвуковых самолетов.

Сплав АК6 — ковочный алюминиевый, применяется для изготовления горяче-штампованных и кованных деталей, кронштейнов сложной формы, рычагов качалок, монолитных панелей дозвуковых самолетов.

В95 — высокопрочный сплав системы Al — Zn — Mg — Cu применяемый для обшивок и деталей силового набора планера (поясов лонжеронов). Свариваемость плохая.

Сплавы АМц, АМг2 и АМгб систем Al — Mn и Al — Mg отлично свариваются и применяются для изготовления емкостей, топливных баков и трубопроводов.

Сплавы В65, Д18П, Д19П и АМг5 применяются для изготовления заклепок.

Спеченные алюминиевые сплавы, получаемые методами порошковой металлургии, позволяют деталям из этих сплавов работать до  $t = 500$  °С. Эти сплавы хорошо свариваются и обрабатываются резанием, у них высокая коррозионная стойкость.

Литейные алюминиевые сплавы. АЛ4, АЛ9 — конструкционные сплавы для отливки деталей сложной конфигурации, работающих при температуре до 200 °С.

АЛ5, АЛ19 — жаропрочные сплавы для литых деталей, работающих при температурах до 250 и 300 °С.

ВАЛ5, ВАЛ10 — высокопрочные сплавы для литья высоконагруженных деталей, работающих при температурах до 200 и 250 °С.

Сплавы Al — Li обладают меньшей плотностью, большими значениями  $\sigma_{\text{в}}/\rho$  и  $E/\rho$ , хорошей свариваемостью, что, как показывает опыт применения этих сплавов в сварных конструкциях (например, фюзеляж самолета МиГ-29), делает их весьма перспективными в авиационном строительстве.

**2. Магниево-алюминиевые сплавы** в 1,5 раза легче алюминиевых, отлично обрабатываются резанием, могут свариваться, имеют хорошие литейные качества. Недостатки: малая коррозионная стойкость, недостаточная пластичность при нормальной температуре, низкая температура плавления (пожароопасность).

МА2-1 применяется для изготовления кованных и штампованных деталей сложной формы, работающих при температуре до 150 °С (крышки люков).

МА8 применяется для изготовления листовых обшивок элеронов, рулей, закрылков и др.

ВМ65-1 применяется для нагруженных деталей систем управления, штампованных барабанов колес, кронштейнов, качалок.

МЛ5 — литейный сплав для изготовления барабанов колес, штурвалов, педалей, каркасов кресел.

**3. Титановые сплавы** обладают высокой удельной прочностью, жаропрочностью, хорошей коррозионной стойкостью (поверхностная окисная пленка устойчива до  $t = 550\text{ }^{\circ}\text{C}$ ). Они применяются для изготовления сварных узлов и штампованных деталей, работающих при  $t = 300\text{...}500\text{ }^{\circ}\text{C}$ , обшивок

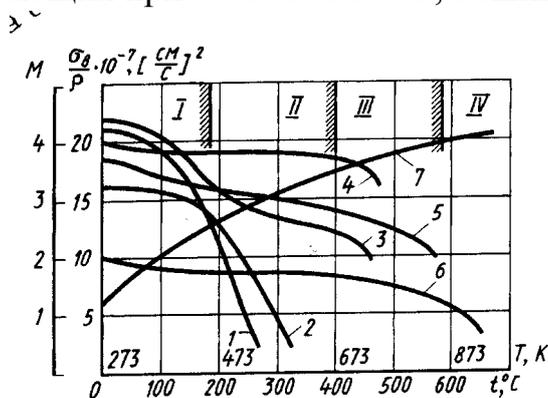


Рис. 4.1 Зависимости удельной прочности различных материалов  $\sigma_{в}/\rho$  от температуры  $T$  (в кельвинах) (кривые 1...6) и температуры от числа  $M$  (кривая 7).

(ОТ4-1, ВТ5, ВТ20), силовых деталей каркаса планера, деталей шасси (ВТ22), тяг, качалок. Сплавы ОТ4, ВТ5, ВТ20 — свариваемые. Они применяются преимущественно в виде листов. Сплавы ВТ5, ВТ6, ВТ16 — повышенной прочности, используются для объемной штамповки. Сплавы ВТ5Л, ВТ6Л, ВТ20Л — литейные.

Титановые сплавы имеют значение  $E$ , в два раза меньшее, чем у стали, и там, где важнее требование жесткости, они уступают легированным сталям.

**4. Стали** — сплавы железа с углеродом. Для изготовления малонагруженных деталей каркаса и внутреннего оборудования применяется углеродистая сталь марок 20, 45.

Стали 30ХГСА и 30ХГСНА относятся к легированным. Из них изготавливаются ответственные сварные узлы, холодно- и горячештампованные детали, шпангоуты, лонжероны, качалки, рычаги, кронштейны, детали шасси. Сталь 30ХГСА используется также для изготовления болтов и заклепок. Сталь 30ХГСНА очень чувствительна к концентраторам напряжений.

Сталь 12Х18Н10Т — хромоникелевая, для сварных и штампованных деталей из листа, идет на изготовление обшивки. Сваривается всеми видами сварки.

Стали ВНС-2 и СН-2 — высокопрочные коррозионно-стойкие, для сварных узлов и штампованных деталей из листа, работающих при температуре до  $400\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

Сталь СН-4 — коррозионно-стойкая, для изготовления элементов сотовых панелей из тонких листов, ленты и фольги, хорошо сваривается, штампуется и паяется.

Сталь ВНС-5 — высокопрочная коррозионно-стойкая, для силовых механически обрабатываемых деталей (лонжеронов, шпангоутов, подмоторных рам). Сталь пластична, хорошо сваривается и обладает высокой ударной вязкостью.

Сталь ЯИТ — обладает высокой жаропрочностью, идет на изготовление обшивки.

Сталь 35ХГСА — литейная, для изготовления шпангоутов, кронштейнов, вилок.

С некоторой температуры начинается интенсивное снижение механических характеристик, в том числе  $\sigma_b$  и  $E$ , требующее для компенсации увеличения массы или перехода на более термостойкие материалы.

Температура при аэродинамическом нагреве изменяется по формуле  $T = T_H (1 + 0,18 M^2)$ , где  $H$  — высота полета.

Для повышения сопротивления усталости в ответственных элементах конструкции приходится уменьшать действующие в них напряжения, хотя это и связано с увеличением их массы. В целях повышения сопротивления усталости широко применяются различные виды поверхностного упрочнения (наклеп, защитные покрытия).

**5. Композиционные материалы (КМ)** — это конструкционные материалы, состоящие из матрицы (основы) с распределенным в ней армирующим материалом. В качестве армирующего материала могут применяться волокна стекла, углерода, бора, органические волокна. В качестве металлической основы для КМ, работающих при  $t$  до 250...300 °С, применяются алюминиевые и магниевые сплавы, при более высоких температурах (450...500 °С) — титановые сплавы, при еще более высоких — никелевые сплавы. В качестве основы в КМ широко применяются смолы, в частности, эпоксидная смола.

Композиционные материалы обладают широким диапазоном свойств, превосходя по удельной прочности, жесткости и сопротивлению усталости рассмотренные выше материалы. Это позволяет снизить массу конструкции самолета на 20...30 %. КМ имеют низкую чувствительность к концентраторам напряжений, хорошую коррозионную стойкость, радиопрозрачность и др. Все это привело к тому, что из КМ стали изготавливать обшивку крыла, оперения, рулей и элеронов, предкрылков, радиопрозрачные обтекатели, трехслойные панели, перегородки в салонах, капоты, створки шасси, обтекатели и др. Зарубежными фирмами предпринимаются попытки разработки самолетов целиком из КМ. Однако КМ обладают и рядом недостатков: нестабильностью значений характеристик и анизотропией свойств, малой прочностью межслоевого сдвига, сложностью заделки.

Свойства КМ можно синтезировать, изменяя типы матрицы и армирующих волокон, их объемное соотношение, число слоев, ориентацию армирования относительно действующих нагрузок, смешивая различные типы волокон, и др.

При анализе материала конструкции надо учитывать, что:

для элементов, работающих на растяжение, наиболее целесообразны стеклянные или органические волокна (первые еще и дешевле, а вторые имеют меньшую плотность);

на сжатие более высокой прочностью обладают боропластики, они же и углепластики обладают большей жесткостью;

наибольшие прочность и жесткость при сдвиге достигаются направлением армирования волокон  $\pm 45^\circ$ ;

наибольшие ударная прочность, вязкость и трещиностойкость — у органических волокон (наиболее хрупки — углепластики);

наиболее термостойкими являются угольные волокна и боропластики ( $t = 500...900$  °С);

более легкие конструкции из КМ могут оказаться более выгодными даже при большой стоимости самих КМ, так как, снижая массу планера, они позволяют снизить расход топлива, увеличить целевую нагрузку или дальность полета. Последнее ведет к увеличению эффективности самолета.

#### Ключевые слова.

Механические, физические, химические и технологические свойства материала,

деформируемые алюминиевые сплавы, литые сплавы, стали, композиционные материалы, магниевые и титановые сплавы.

Контрольные вопросы.

1. Что относится к механическому, а что относится к физическому свойству материала?
2. Приведите несколько примеров марок алюминиевого, магниевого, титанового сплава и стали, и расшифруйте их?
3. Что такое композиционный материал и где его применяют?

Литература - 1,5,10.

## Лекция №5

### тема: НАЗНАЧЕНИЕ КРЫЛА И ТРЕБОВАНИЯ К НЕМУ. КЛАССИФИКАЦИЯ КРЫЛЬЕВ ПО ВНЕШНЕЙ ФОРМЕ И ПРОФИЛЮ. ПАРАМЕТРЫ КРЫЛА.

#### План

1. Назначение крыла и требования к нему.
2. Классификация крыла по внешней форме и профилю.
3. Параметры крыла
4. Анализ крыла самолета по различным характеристикам.
5. Стреловидное и треугольное крыло.

**1. Назначение крыла.** *Крыло* — несущая поверхность самолета, предназначенная для создания аэродинамической подъемной силы, необходимой для обеспечения полета и маневров самолета на всех режимах, предусмотренных ТТТ. Крыло обеспечивает поперечную устойчивость и управляемость самолета и может быть использовано для крепления шасси, двигателей, размещения топлива, вооружения и т.п. Крыло 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 ВПХ самолета, элероны и интерцепторы — для управления самолетом относительно продольной оси, пилоны — для крепления двигателей.

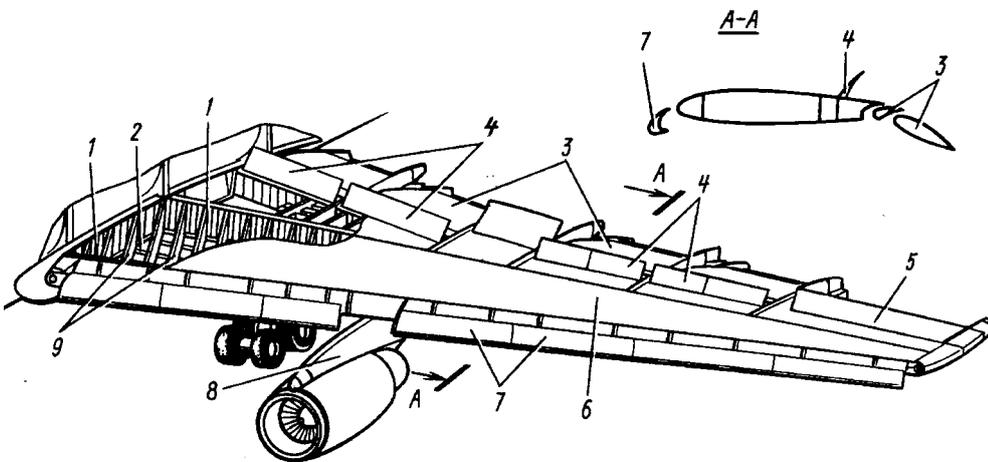


Рис. 5.1 Крыло современного пассажирского самолета.

На долю крыла приходится значительная часть массы планера — от 30 до 50% и от 30 до 50 % полного сопротивления самолета;  $m = 0,08...0,15$

**2. Требования к крылу.** 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  $\eta_{C_{умех}}$ , 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.

**3. Внешние формы крыла** характеризуются его видом в плане, профилем поперечного сечения и видом спереди (углом поперечного  $V$ ). Однако наибольшее распространение получили лишь крылья: прямые крылья — прямоугольное и трапециевидное; крылья прямой, обратной и изменяемой в полете стреловидности, крылья как часть интегральной с фюзеляжем схемы, треугольные крылья.

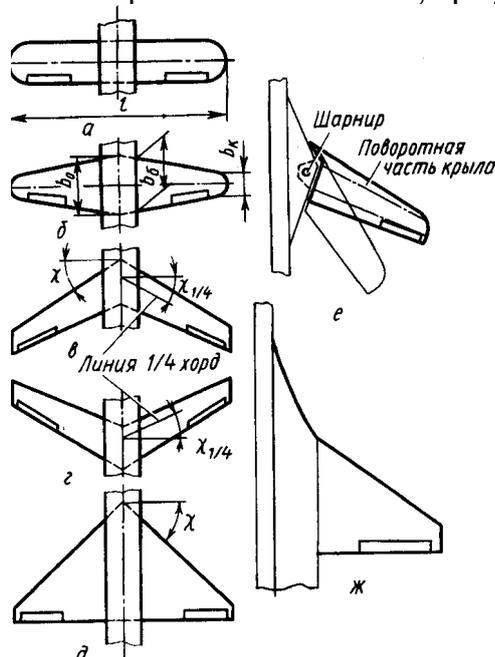


Рис.5.2 Различные виды крыло при виде в плане. Геометрические параметры крыла.

**Параметры крыла**, характеризующие крыло при виде в плане:

площадь крыла  $S$ , размах  $l$ , центральная хорда  $b_0$ , бортовая хорда  $b_б$  концевая хорда  $b_k$ , угол стреловидности — угол между перпендикуляром к плоскости симметрии самолета и линией передней кромки крыла  $\chi$  или линией одной четверти хорд  $\chi_{1/4}$ . удлиннение крыла  $\lambda = l^2/S$ , сужение крыла  $\eta = b_{к\lambda}/b_k$ . В соответствии с положением и названием хорд  $b_0$ ,  $b_б$  и  $b_k$  называются сечения крыла (центральное, бортовое и концевое) и нервюры крыла в этих сечениях. Часть крыла у разьема (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. Анализ влияния геометрических параметров крыла на его весовые и жесткостные характеристики.** Сравнение по массе и жесткости крыльев, отличающихся значением одного из геометрических параметров  $\lambda, \eta, \chi, \bar{c}$  при постоянных значениях остальных и при заданной нагрузке  $Gn_{\max}^{\ominus} f$  и площади крыла  $S$ , показывает, что крыло с меньшим значением удлиннения  $\lambda$  или стреловидности  $\chi$ , с большими значениями сужения  $\eta$  или относительной толщины  $\bar{c}$  будет обладать меньшей массой и большей жесткостью.

С уменьшением  $\lambda$  уменьшаются изгибающие моменты в бортовом сечении крыла  $M = Rb$  и возрастает высота бортового сечения крыла, так как увеличивается длина бортовой хорды. Последнее приводит к уменьшению сил  $S$  в поясах лонжеронов и панелях крыла, что позволяет уменьшить их массу. С увеличением высоты сечений

возрастают и моменты инерции сечений, определяющие жесткость крыла. Все это и приводит к уменьшению массы крыла и повышению его жесткости.

С уменьшением  $\chi$  уменьшается строительная длина крыла и вследствие этого уменьшаются изгибающие моменты. Масса такого крыла уменьшается, а жесткость — возрастает.

При увеличении  $\eta$  уменьшаются изгибающие моменты в бортовом сечении крыла (уменьшаются плечи до точек приложения равнодействующей аэродинамических сил), а хорда и, следовательно, высота этого сечения возрастают. Масса крыла уменьшается, а жесткость возрастает.

При увеличении  $\bar{c}$  возрастает высота бортового сечения крыла, что приводит к уменьшению сил  $S$  от изгибающего момента  $M$ , уменьшению массы крыла и возрастанию его жесткости.

**5. Анализ влияния геометрических параметров крыла на аэродинамические характеристики.** Влияние удлинения  $\lambda$  на коэффициент подъемной силы  $c_{ya}$ : с уменьшением  $\lambda$  ухудшаются несущие свойства крыла — падает значение  $dc_{ya}/c/d\lambda = c_{ya}^a$ . Это падение  $c_{ya}^a$  может быть компенсировано либо увеличением скорости полета, либо увеличением площади крыла  $S$ , что потребует дополнительных затрат массы.

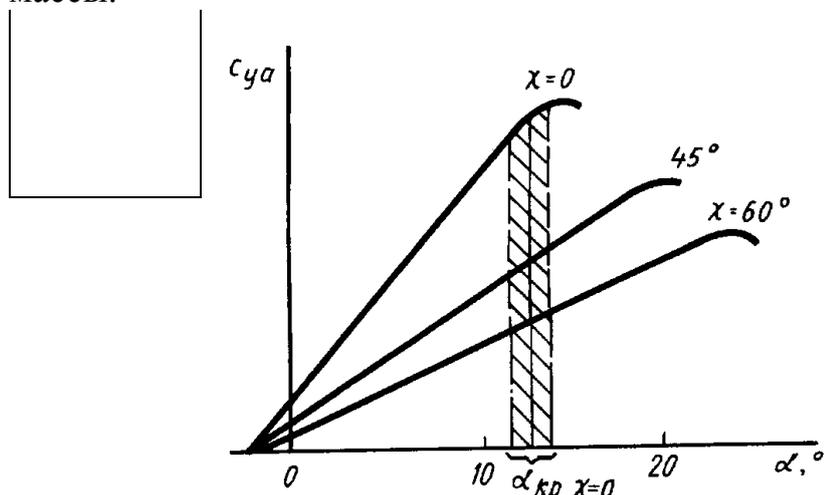


Рис. 5.3 Характеристика крыло по  $\lambda$ .

Рис. 5.4 Характеристика крыло по  $\chi$ .

Влияние удлинения  $\lambda$  на коэффициент лобового сопротивления  $c_{xa}$  сказывается на дозвуковой скорости через коэффициент индуктивного сопротивления  $c_{xai} = c_{ya}^2 / (\pi \lambda \text{эф})$  но его доля на сверхзвуковых скоростях резко уменьшается, уступая место волновому сопротивлению. Последнее уменьшается с уменьшением  $\lambda$ . Поэтому крылья малых удлинений ( $\lambda < 3$ ) нашли основное применение на сверхзвуковых самолетах. Для уменьшения сопротивления этих самолетов их крылья набраны из тонких сверхзвуковых профилей, имеющих значения  $\bar{c} = 0,03 \dots 0,05$ .

Для тяжелых пассажирских и грузовых самолетов, летающих на больших высотах и дозвуковых скоростях, потребные для полета значения  $c_{ya}$  велики, поэтому для снижения  $c_{xai}$  и увеличения аэродинамического качества  $K = c_{ya}/c_{xa}$ , определяющего экономичность и дальность полета, на этих самолетах применяются крылья с большими удлинениями и большой относительной толщиной ( $\lambda = 6 \dots 9$ ;  $\bar{c} = 0,12 \dots 0,16$ ). Применение КМ, снижая массу конструкции крыла, позволяет еще больше увеличивать  $\lambda$ , компенсируя связанное с этим увеличение массы и снижение жесткости конструкции крыла.

Несмотря на снижение  $c_{ya}^a$ , с увеличением  $\chi$  очень сильно снижается на сверхзвуковых скоростях значение  $c_{xa}$ , что и приводит к применению на большинстве сверхзвуковых самолетов стреловидных и треугольных крыльев с большой

стреловидностью. Стреловидность крыла является средством для повышения значений  $M_{кр}$ . Однако неравномерность распределения воздушной нагрузки по размаху крыла и перетекание пограничного слоя от середины крыла к его концам приводят на стреловидном крыле к возникновению концевых срывов на больших углах атаки, потере поперечной устойчивости и поперечной управляемости самолетом, так как элероны оказываются в зоне срыва. Появление концевых срывов на крыле вызывает появление кабрирующих моментов, что влияет на продольную устойчивость самолета. При увеличении  $\chi$  возрастают углы атаки, соответствующие  $c_{yаmax}$ , что затрудняет реализацию больших  $c_{ya}$  при взлете и посадке самолета, так как требует увеличения длины стоек шасси.

Влияние сужения  $\eta$  сказывается на поперечной устойчивости и управляемости самолета, так как с увеличением  $\eta$  зона концевых срывов смещается к концам крыла в зону, где находятся элероны. Увеличение  $\eta$  приводит к повышению боевой аэродинамической живучести самолета. Кроме того, при увеличении  $\eta$  увеличивается площадь крыла, обслуживаемая механизацией крыла, и возрастает ее эффективность, уменьшаются плечо и изгибающий момент.

Учитывая сказанное выше, можно считать значения  $\eta = 2,5$  близкими к оптимальным. Однако с уменьшением  $\chi$  и увеличением  $\lambda$  значения  $\eta$  возрастают и могут быть больше 2,5.

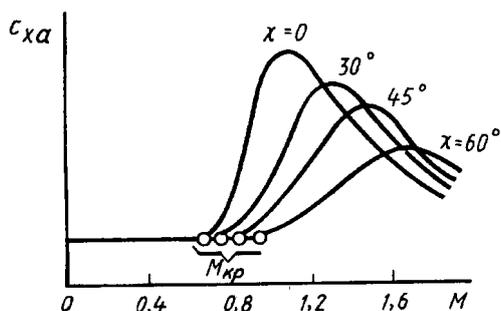


Рис. 5.5 Аэродинамическая характеристика крыла при разных  $\chi$ .

С увеличением  $\bar{c}$  возрастает несущая способность профиля, возрастает  $c_{xa}$  и уменьшаются значения  $M_{кр}$ , при которых при обтекании крыла появляется местная скорость, равная скорости звука. В крыле у борта часто ставят несущие профили с большой относительной толщиной  $\bar{c}$ , к концу крыла значения  $\bar{c}$  уменьшают. Это снижает массу крыла и его сопротивление.

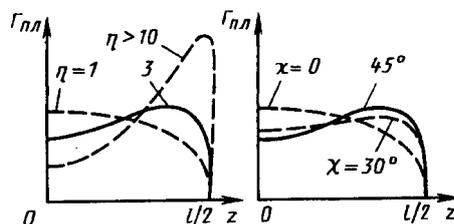


Рис. 5.6 Графики зависимости  $\Gamma_{пл} = f(z)$  при разных значениях  $\eta$  и  $\chi$ .

Противоречивое влияние геометрических параметров крыла на его массу и жесткость, на аэродинамические характеристики и характеристики устойчивости и управляемости усложняет выбор рациональных значений этих параметров, который должен быть подчинен удовлетворению предъявляемых к самолету ТТТ.

**6. 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.

Прямые крылья (прямоугольные и трапециевидные).

Прямоугольные крылья имеют более высокие несущие свойства ( $c_{yаx>0} < c_{yаx=0}$ ) 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 небольшой 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.

Трапециевидные 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  $\eta$  падает эффективность элеронов из-за концевых срывов и уменьшается значение  $c_{yamax}$ . Такие крылья широко применяются на дозвуковых самолетах. Небольшой угол стрело-видности облегчает решение вопросов центровки.

Крылья, прямоугольные у борта и далее к консоли трапециевидные 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 схода 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.** Стреловидность таких крыльев может быть прямой, обратной и изменяемой в полете. Для них с увеличением стреловидности увеличивается  $M_{кр}$ :

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

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

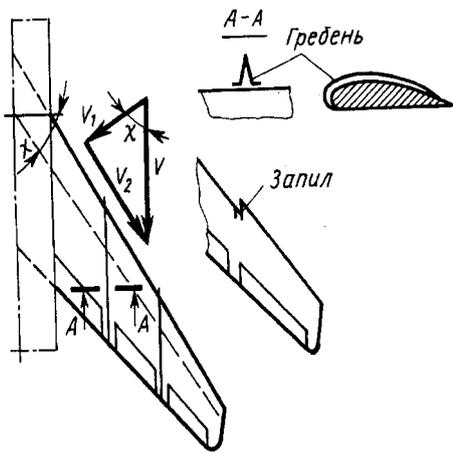


Рис. 5.7 Крыло с прямой стреловидностью.

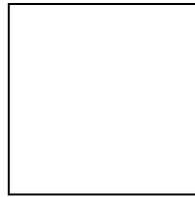


Рис. 5.8 Крыло с обратной стреловидностью

*Крыло с прямой стреловидностью.* Для такого крыла на больших углах атаки опасны концевые срывы, природа которых была описана выше. 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  $V_2$ .

Для уменьшения опасности срыва на концах крыла ставят профили с более высокими несущими свойствами (более высокими значениями  $a_{кр}$ ) и разворачивают эти профили на меньшие углы атаки, применяя так называемую аэродинамическую и геометрическую крутки крыла. 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  $V_2$ , 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  $V_z$  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  $\Delta a$ , а для поднимающегося — уменьшение на  $\Delta a$ . 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  $\chi$ . Последнее может привести к потере эффективности элеронов вплоть до их реверса (обратной управляемости относительно продольной оси самолета) и самовозбуждающимся колебаниям типа флаттера.

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

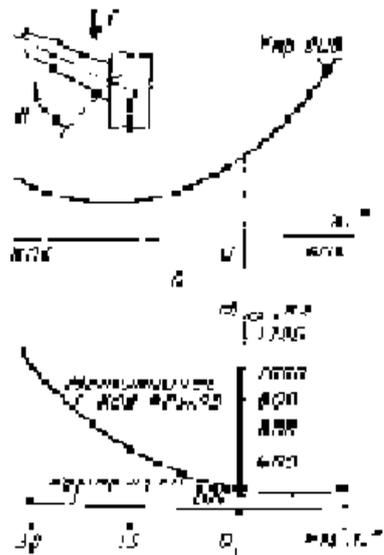


Рис. 5.9 Дивергенция крыльев прямой и обратной стреловидностью.

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 вперед. Однако применение таких крыльев ограничивалось из-за их подверженности увеличивать угол закручивания  $\varphi$  на увеличении угла атаки при изгибе крыла под действием аэродинамических сил. 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.

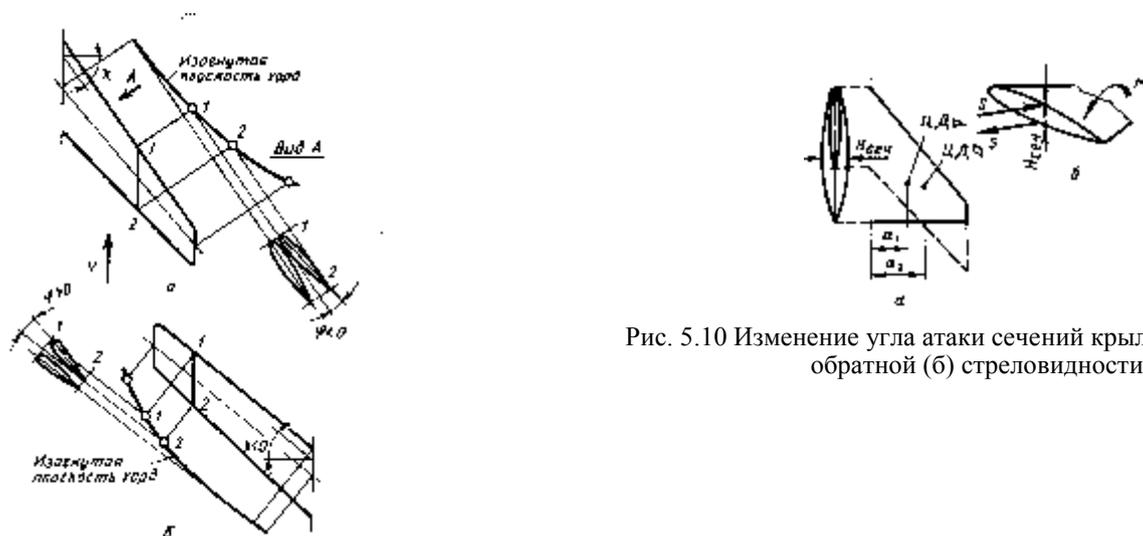


Рис. 5.10 Изменение угла атаки сечений крыла прямой (а) и обратной (б) стреловидности при изгибе крыла.

Рис. 5.11 К вопросу сравнительной оценки по массе треугольного и стреловидного крыльев.

*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.

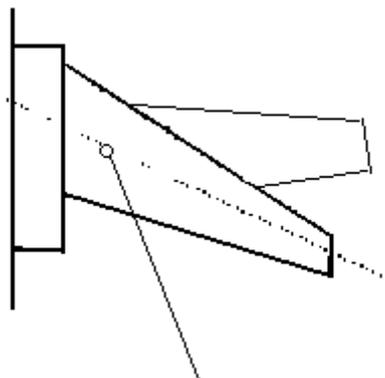


Рис. 5.12 Положение главного шарнира.

**Интегральная схема крыла с фюзеляжем.** Здесь фюзеляж, 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.

**Треугольные крылья.** Основные преимущества: 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 и меньшие значения осевых сил  $S$  при восприятии изгибающего момента  $M = SH_{сеч}$  при большей высоте бортового сечения  $H_{сеч}$ . Отсюда меньшая масса треугольного крыла. Большая его жесткость объясняется большей высотой бортового сечения и, следовательно, большими моментами инерции, определяющими жесткость 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; 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  $c_{y_{авзл}}$  и  $c_{y_{апос}}$  очень важна именно эффективная механизация. Впервые треугольное крыло было использовано в 1937 г. на самолете А.С. Москалева.

**7. Форма крыла при виде спереди.** Угол  $\psi$  между плоскостью хорд крыла и плоскостью, перпендикулярной к плоскости симметрии самолета и проходящей через бортовую хорду, характеризует поперечное  $V$  крыла. 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.

**8. Формы поперечных сечений** — профилей крыла современных самолетов:

плосковыпуклый, двояковыпуклый несимметричный, симметричный, S-образный, ромбовидный, клиновидный и суперкритический. 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  $c_{y_{amax}}$  коэффициента профильного сопротивления  $c_{хар}$ . Применяется на планерах, малоскоростных самолетах.

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

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

S-образный профиль — безмоментный, с постоянным положением ЦД. Хуже по значениям  $c_{y_{amax}}$  и  $c_{хар}$ . 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).

Выше уже рассматривалось влияние  $\bar{c}$  на массовые, жесткостные и аэродинамические характеристики. Увеличение относительной кривизны профиля  $\bar{f}$  вызывает рост  $c_{y_{amax}}$ . Уменьшение  $\bar{c}$  и  $\bar{f}$  приводит к уменьшению  $c_{ха}$  и росту  $M_{кр}$ .

В разных условиях полета нужны разные соотношения  $c_{ya}$  и  $c_{ха}$ , например, на взлете и посадке большая кривизна  $\bar{f}$ , а в полете на крейсерском режиме, наоборот, — меньшая; на маневре (для повышения несущей способности крыла) — опять большая кривизна и т.д. Решением этого вопроса может стать применение *адаптивного крыла*, которое в соответствии с режимом полета могло бы изменять свою кривизну и приводить к перераспределению давления не только в сечении крыла, но и по размаху. Последнее может использоваться, например, для уменьшения изгибающих моментов на маневре, когда смещается к корневому сечению точка приложения равнодействующей аэродинамических сил, для управления углами закрутки сечений крыла с целью недопущения концевых срывов

на больших углах атаки и т.д.

Ключевые слова.

Крыло, планер, относительная масса крыла, параметры крыла ( $\lambda$  - удлинение,  $\eta$  - сужение,  $\chi$  - угол стреловидности,  $\alpha$  - угол атаки,  $L$  – размах крыла,  $b_6$ -бортовая хорда,  $b_k$  – концевая хорда,  $S$  – площадь крыла ...), прямоугольное крыло, стреловидное и треугольное крыло, крыло изменяемое угол стреловидности при полете.

Контрольные вопросы.

1. Для чего предназначен 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?

Литература - 5,6,10.

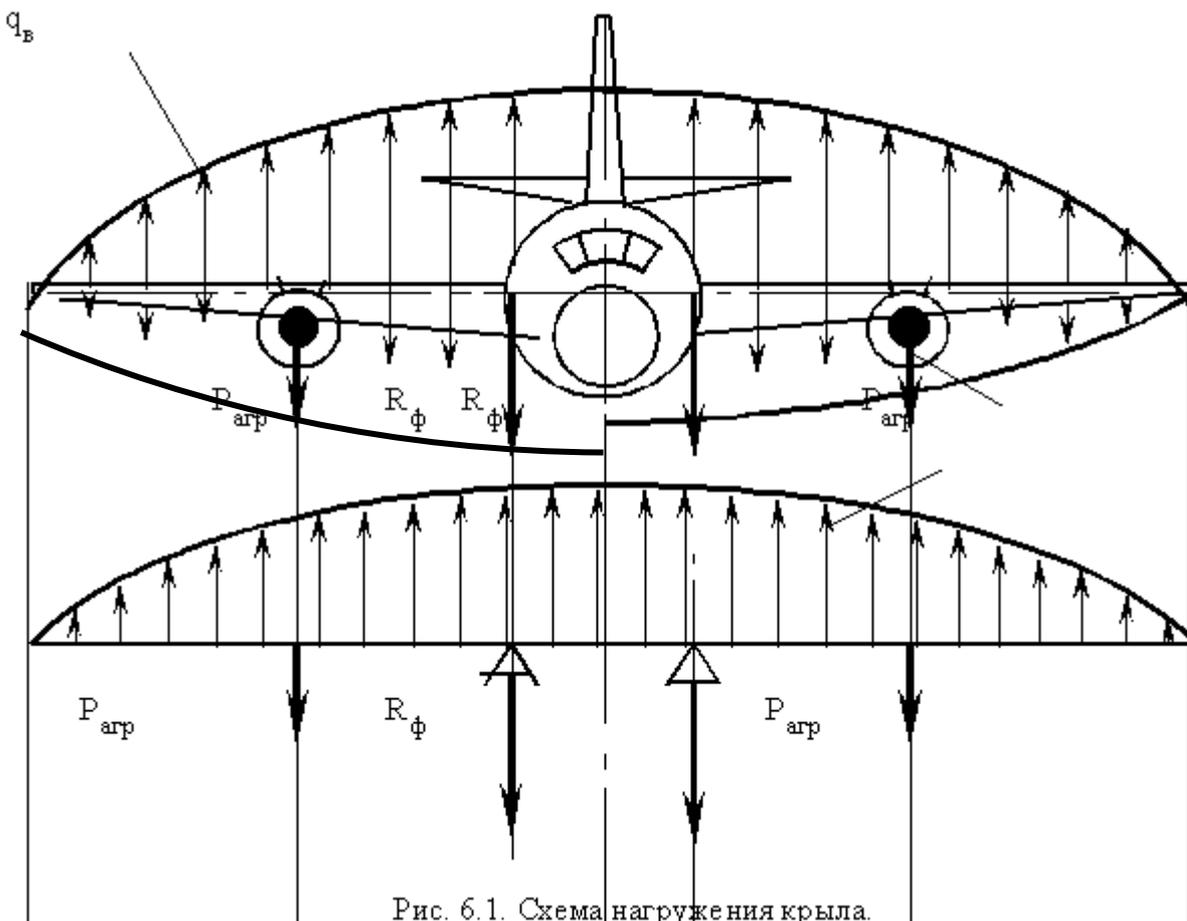
## Лекция № 6

### тема: НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА КРЫЛО

#### План

1. Распределенная аэродинамическая нагрузка.
2. 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.



$$q_* = \frac{c_{у\text{сеч}} b * 1 * n^2 G}{c_{у\text{кр}} b_{\text{сз}} l} = \frac{nG}{l} \Gamma_{\text{нз}}$$

Расчетную аэродинамическую распределенную нагрузку на единичную полосу площади крыла можно выразить как:

$$q_* \approx \frac{nG}{S} b$$

Здесь  $n = n^{\circ}f$  - расчетная перегрузка для рассматриваемого расчетного случая;  $c_{у\text{сеч}}$  и  $c_{у\text{кр}}$  - коэффициенты подъемной силы в сечении крыла и для всего крыла;  $b$  - хорда в

сечении крыла;  $b_{cp}$  - средняя хорда;  $l$  - размах крыла;  $nG/l$  - средняя распределенная по размаху крыла нагрузка;  $\Gamma_{пл} = c_{усеч} b / (c_{укр} b_{cp})$  - коэффициент, учитывающий неравномерность распределения распределенной воздушной нагрузки по размаху плоского крыла. В приближенных расчетах полагают скос потока постоянным по размаху крыла ( $c_{усеч} = c_{укр}$ ).

Для треугольного крыла при значениях  $M < 1$  коэффициент  $c_{усеч} b = c_{укр} b_{cp}$ , что, исходя из выражения (1), приводит к значению

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

$$q_a = nG / l = const$$

При  $M > 1$ , равнодействующая аэродинамической нагрузки в сечении крыла приложено в ЦД, положении которого по хорде  $x_D = x_{Д} b$  определяет выражением

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

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:

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

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

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

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

приложенной на расстоянии  $x_H$  от носка :

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

полученной из условия равенства моментов всех сил сечения относительно носка.

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

$$P_{агр} = nG_{агр}$$

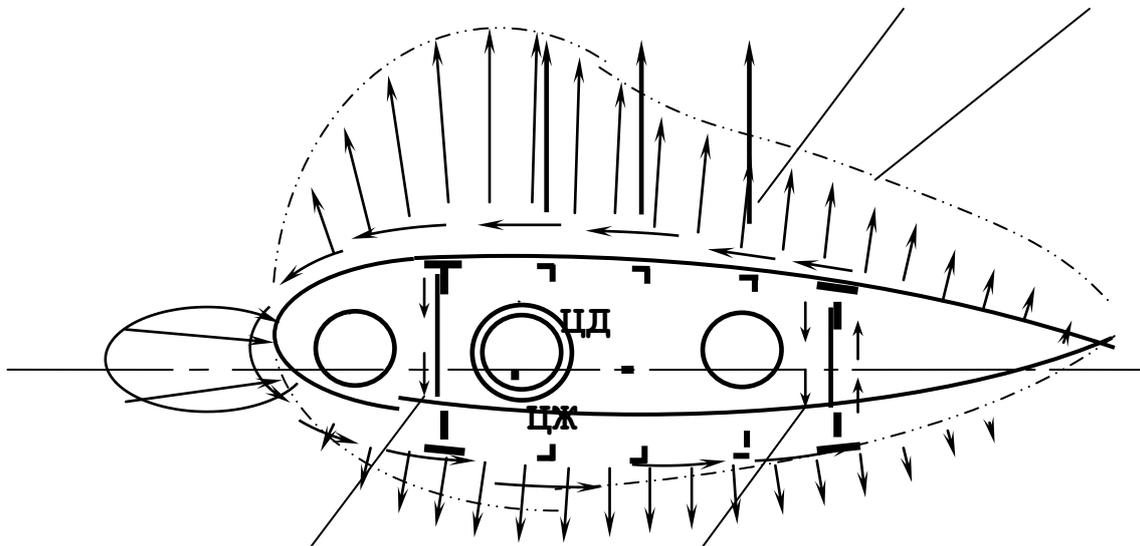
Где  $G_{агр}$  - сила тяжести агрегата или груза. Эти силы приложены в ЦМ агрегатов или грузов, а на крыло передаются через узлы их крепления к крылу.

$\Delta Q_i$

$P_{стр}$

$\Delta q_{об i}$

$q_{ни}$



$\Delta q_{1 i}$

$\Delta q_{2 T}$

Рис.6.2. Напряжение нервюры от обшивки и стрингеров.

Ключевые слова.

Расчетная перегрузка, расчетная нагрузка,  $c_{усеч}$  и  $c_{укр}$  - коэффициенты подъемной силы в сечении крыла и для всего крыла,  $G_{агр}$  - сила тяжести агрегата или груза,  $\Gamma_{пл} = c_{усеч} b / (c_{укр} b_{ср})$  - коэффициент, учитывающий неравномерность распределения распределенной воздушной нагрузки по размаху плоского крыла, ЦМ – центр масс агрегата или груза.

Контрольные вопросы.

1. Что такое расчетная аэродинамическая сила?
2. Где могут быть приложены сила тяжести или агрегата?
3. Какие ещё силы могут действовать к крылу самолета при полете?

Литература – 3, 5,10.

## Лекция №7

### тема: РАБОТЫ КРЫЛА ПОД НАГРУЗКОЙ (ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ ПЕРЕДАЧИ ДЕЙСТВУЮЩИХ НА КРЫЛО НАГРУЗОК И УЗЛАМ ЕГО КРЕПЛЕНИЯ). СТРЕЛОВИДНЫЕ КРЫЛЬЯ С ПЕРЕЛОМОМ ОСЕЙ ЭЛЕМЕНТОВ ПРОДОЛЬНОГО НАБОРА

#### План

1. Крутящие и изгибающие моменты в конструкции крыла.
2. Однолонжеронные крылья.
3. Двухлонжеронное крыло.
4. Поворотные и треугольные крылья.

Представим для упрощения нагрузку крыла в виде распределенного по размаху крыла потока сил  $q$ , действующего в вертикальной плоскости.

Тогда отсеченная мысленно часть площади крыла  $S_{отс}$  под действием равнодействующей  $Q_{отс}$  на  $S_{отс}$  сдвинулась бы вверх, и повернулось относительно осей под действием моментов  $M$  и  $M_k$ , так как сила  $Q_{отс}$  не проходит ни через ось  $y - y$ , ни через ось  $z - z$ . 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 крыло моментом. Под действием этого момента крыло испытывает деформацию изгиба – работает на изгиб, 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, а его элемент – обшивка и стенки лонжеронов, образующие замкнутый контур, работают на сдвиг  $Q_B \approx Q, M_B \approx M - u - M_k$

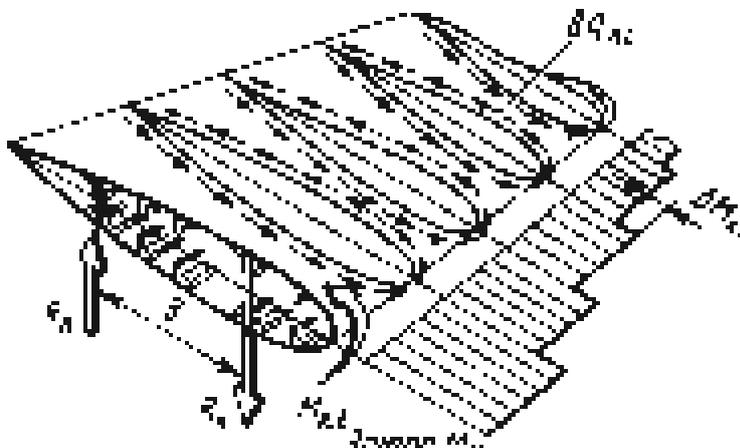


Рис. 7.1. Схема нагружения крыла кручением.

Так как распределенная нагрузка на крыло  $q$  на самом деле действует в направлении аэродинамических сил под углом бета 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 ( $Q_V$  и  $M_V$ ) и по горизонтали ( $Q_H$  и  $M_H$ ). Однако ввиду малости угла  $\beta$  и существенной разницы в моментах инерции  $J_y$  и  $J_x$ , напряжениями в элементах конструкции крыла от  $Q_H$  и  $M_H$  можно пренебречь и считать, что в сечениях крыла действуют только



Рис. 7.1. Работа панели на осевые сжимающие силы и на сдвиг.

### **Стреловидные крылья с переломом осей элементов продольного набора.**

#### **Однолонжеронные крылья.**

Силовая схема таких крыльев 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. Крыло стыкуется с фюзеляжем моментным узлом и шарнирным узлом.

*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  $M$  раскладывается на две составляющие  $M_{1-2} = M \sin \chi$  и  $M_{1-1} = M \cos \chi$  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.

#### **Двухлонжеронное крыло**

В силовой схеме здесь уже 2 лонжерона 1-5 и 2-6 и, следовательно, должно быть и два моментных узла крепления крыла к фюзеляжу.

*Передача нагрузок ( $Q, M$  и  $M_k$ ).* Вдали от корневого треугольника 1-2-3 ( $Z > l_{2-3}$ ) нормальные напряжения в межлонжеронной части крыла  $\sigma = \text{const}$ . Поперечная сила  $Q$  и изгибающий момент  $M$  вдали от заделки распределяются между передним и задним лонжеронами пропорционально их жесткостям на изгиб  $EJ$ .

#### **Кессонные стреловидные крылья с внешней балкой в плоскости крыла.**

В таких крыльях балка связана одним концом с задним (или передним) лонжероном кессона, а другим концом – со шпангоутом фюзеляжа и необходима, в основном, для организации ниши для стойки шасси и узла ее крепления.

#### **Поворотные крылья**

К поворотным крыльям относятся крылья, которые целиком или их ОЧК могут поворачиваться либо относительно вертикальной оси – крылья изменяемой в полете стреловидности либо относительно поперечной оси – крылья с изменяемым в полете углом установки, а также крылья с поворотом концевых частей относительно продольной оси. В таких крыльях площадь поворачиваемой части составляет для крыльев изменяемой стреловидности от 40-70% от площади крыла, для крыльев с изменяемым в полете углом м установки – 30...80% (вплоть до 100%), а для складывающихся крыльев – 20...40% и более.

*Особенность конструкции описанных крыльев* определяется тем, что передача нагрузок  $Q$ ,  $M$ , и  $M_k$  с ПЧК на неподвижную корневую его часть (центроплан) осуществляется не несколькими силовыми элементами или всем контуром сечения, а, главным образом, одним ГШ.

### **Треугольные крылья**

В треугольных крыльях можно получить небольшие относительные толщины (3...5%) крыла и большие внутренние объемы для размещения топлива из-за большой площади поперечного сечения у корня крыла. При прочих равных условиях треугольные крылья по сравнению крыльями другой формы в плане позволяют получить выигрыш в массе, они обладают большей жесткостью и менее подержанны из-за этого неприятным аэроупругим явлениям, обладают большей живучестью.

Особенности конструкций однолонжеронного треугольного крыла со вспомогательными лонжеронами.

КСС такого крыла состоит из основного лонжерона и нескольких вспомогательных лонжеронов, бортовой нервюры, передней стенки, обшивки и подкрепляющих ее нервюр.

Конструкция треугольного крыла со сходящимися лонжеронами.

Здесь в соответствии с такой КСС нужна усиленная бортовая нервюра, которая работает на изгиб и сдвиг. Обшивка опирается на лонжероны и подкреплена нервюрами, которые могут быть и без стенок.

Конструкция кессонного треугольного крыла со вспомогательными лонжеронами представляет собой аналогию со схемой КСС треугольного крыла, где вместо одного основного лонжерона – кессон. В известном смысле можно рассматривать в этой КСС кессон как лонжерон кессонного типа.

Конструктивная схема треугольного крыла с подкосной балкой может рассматриваться приближенно как состоящая из 2х крыльев: однолонжеронного стреловидного и многолонжеронного прямого, соединенных в месте стыка лонжерона и подкосной балки.

### Ключевые слова.

$M$  и  $M_k$  – изгибающий и крутящие моменты, поперечная сила -  $Q$ ,  $q_k = M_{k2-3-4} / 2F_{2-3-4}$ , - касательное усилие, кессонные крылья, центроплан, однолонжеронное и двухлонжеронное крылья, поворотное крыло, многолонжеронное крыло.

### Контрольные вопросы.

1. Где и как возникают изгибающий и крутящий момент крыла?
2. Что такое касательное усилие?

3. Какое крыло называется кессонным?
4. В каких случаях применяются одно-двух или много лонжеронные крылья?

Литература - 5,10.

## Лекция №8

### тема: ОСНОВНЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ КРЫЛА И ИХ ХАРАКТЕРИСТИКА.

#### План

1. Обшивка.
2. Лонжероны крыла.
3. Стрингеры.
4. Продольные стенки.
5. Нервюры.

**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.

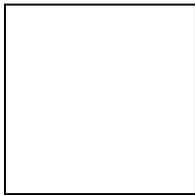


Рис. 8.1 Конструктивные варианты заделок кромок и законцовок трехслойной обшивки и конструкции типовых соединений панелей.

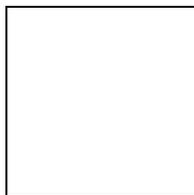


Рис.8.2 Трехслойная обшивка.

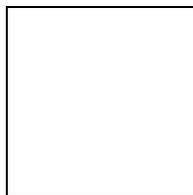


Рис. 8.3 Типовые сечения монолитных панелей (а,б,в). Монолитная панель с профилем разъема (г,д).  
Панели из КМ (е,ж).

**Стрингеры** — продольные элементы, подкрепляющие обшивку. Они нагружаются осевыми усилиями от изгибающего момента крыла и поперечными силами от местной воздушной нагрузки. При этом определяющими прочностными 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.

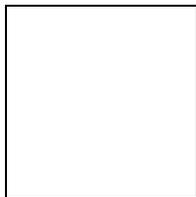


Рис. 8.4 Типовые профили стрингеров.

**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.

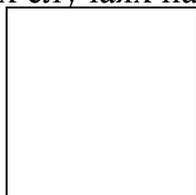


Рис. 8.5\*. Типовые соединения обшивки с поясом лонжерона.

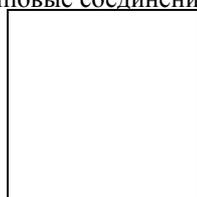


Рис. 8.5 Сечения стрингеров.

**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. Стенки, как правило, без облегчающих отверстий. Для повышения критических напряжений стенки подкрепляются.

**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.

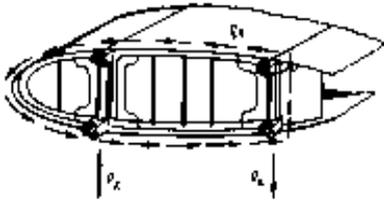


Рис.8.6 Конструкция и нагружение корневой нервюры.

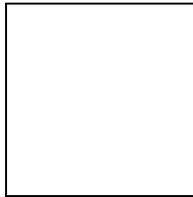


Рис. 8.8 Варианты конструкции нервюры.

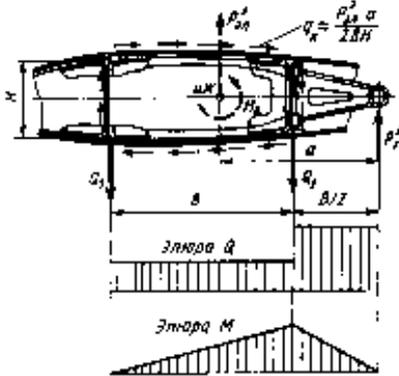


Рис. 8.7 Конструкция, нагружение и уравнивание усиленной нервюры.

Ключевые слова.

Обшивка, нервюра, лонжерон, стрингер, продольная стенка, каркас, ККС – конструктивно-силовая схема, силовой набор...

Контрольные вопросы.

1. Что называется обшивкой?
2. Что называется лонжероном?
3. Нервюра – это...?
4. Продольная стенка – это...?
5. Стрингер предназначен ...?

Литература – 3,5,10.

## Лекция №9

### тема: КОСТРУКТИВНО-СИЛОВЫЕ СХЕМЫ КРЫЛЬЕВ

#### План

1. Лонжеронные крылья
2. Многолонжеронные ( многостеночные ) крылья.
3. Кессонные ( моноблочные ) крылья.
4. Безнервюрные конструкции крыльев.
5. Конструкция крыльев из КМ.
6. Сравнительная оценка лонжеронных и кессонных крыльев и области их применения.

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.

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).

**Лонжеронные крылья** (одно-, двух- и многолонжеронные). В таких крыльях 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).

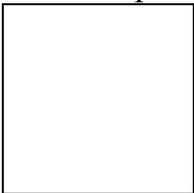


Рис. 9.1 Конструкция двух лонжеронного прямого крыла.

В двухлонжеронном крыле передний лонжерон располагают на 20...30% хорды, задний - на 60...70% хорды).

Подкрепление тонкой обшивки лонжеронных крыльев массивными стрингерами не выгодно в весовом отношении (основная задача стрингеров в таких крыльях - подкреплять обшивку, повышая ее критические напряжения при сжатии и сдвиге).

**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.

**Кессонные ( моноблочные ) крылья** наиболее полно отвечают современным требованиям к крылу. Дело в том, что с уменьшением

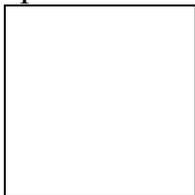


Рис. 9.2 Конструкция кессонного крыла со стыковыми узлами крепления ОЧК между собой и к центроплану (а, б, в, г, д.), панелей крыла к его продольным элементам (е, ж, з, л), центроплана к фюзеляжу (и, к). Узлы крепления двигателя (л) и шасси (л, м, н), законцовка крыла (о).

относительной толщины  $S$  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.

Большие внутренние объемы кессона используются как баки-кессоны для размещения топлива. Для обеспечения высокой герметичности баков-кессонов, кроме обычных герметиков, используются заклепки повышенного натяга, а также герметизация и крепление крышек люков баков. Все это позволяет снизить массу крыла за счет сокращения массы герметиков примерно на 600кг.

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, связующего панели и стенки кессонов ОЧК и центроплана.

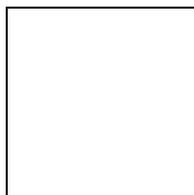


Рис. 9.4 Стойки, соединяющие верхние и нижние монолитные панели крыла.

## 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).

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

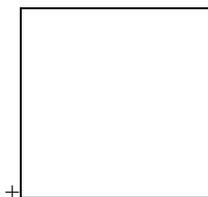


Рис. 9.4 Стойки, соединяющие верхние и нижние монолитные панели крыла.

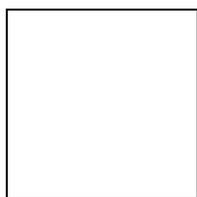


Рис. 9.5 Варианты конструкции соединений крыльев различных КСС с фюзеляжем.

### Ключевые слова.

Лонжеронные крылья, многолонжеронные ( многостеночные ) крылья, кессонные ( моноблочные ) крылья, безнервюрные конструкции крыльев, КМ – композиционный материал.

### Контрольные вопросы.

1. Какие бывают лонжеронные крылья?
2. Какие бывают многолонжеронные крылья?
3. Что такое кессонное крыло?
4. В каких крыльях нервюры не бывают?
5. Применяются ли композиционные материалы в каркасных элементах крыла самолета?



## Лекция № 10

### тема: СТРЕЛОВИДНЫЕ КРЫЛЬЯ С ПЕРЕЛОМОМ ОСЕЙ ЭЛЕМЕНТОВ ПРОДОЛЬНОГО НАБОРА.

#### План

1. Однолонжеронные крылья.
2. Передача нагрузок ( $Q, M$  и  $M_k$ ) силовыми элементами корневой части крыла.
3. Двухлонжеронные крылья.
4. Кессонные стреловидные крылья с внешней балкой в плоскости крыла.

#### Однолонжеронные крылья.

Силовая схема таких крыльев (рис 10.1,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. Крыло стыкуется с фюзеляжем моментным узлом и шарнирным узлом.

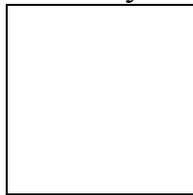


Рис. 10.1 Стреловидные и стреловидно-кессонные крылья с переломом осей продольных силовых элементов у борта фюзеляжа.

#### 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  $M$  раскладывается на две составляющие  $M_{1-2} = M \sin \chi$  и  $M_{1-1} = M \cos \chi$  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 двухлонжеронном крыле (рис 2.10,а) передний лонжерон располагают на 20...30% хорды, задний - на 60...70% хорды. На лонжеронах в корневой части крыла находятся моментные узлы 1. Большая площадь сечения и высота переднего лонжерона 2 и соответственно больший момент инерции по сравнению с задним лонжероном приводят к тому что на него приходится большая часть поперечной силы  $Q$  и изгибающего момента  $M$ . Поэтому толщина стенки, площадь поясов и размеры моментного узла на переднем лонжероне, передающие  $Q$  и  $M$ , значительно больше, чем на заднем лонжероне 4.

Передача нагрузок ( $Q, M$  и  $M_k$ ). Вдали от корневого треугольника 1-2-3 ( $Z > l_{2-3}$ ) нормальные напряжения в межлонжеронной части крыла  $\sigma = \text{const}$ . Поперечная сила

Q и изгибающий момент M вдали от заделки распределяются между передним и задним лонжеронами пропорционально их жесткостям на изгиб EJ.

Подкрепление тонкой обшивки лонжеронных крыльев массивными стрингерами не выгодно в весовом отношении (основная задача стрингеров в таких крыльях - подкреплять обшивку, повышая ее критические напряжения при сжатии и сдвиге).

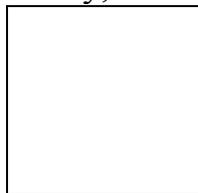


рис.10.2. Конструкция двухлонжеронного прямого крыла

### *Многолонжеронные крылья.*

По конструктивной схеме и передачи нагрузок во многом аналогичны двухлонжеронным стреловидным крыльям. Число моментных узлов, связывающих ОЧК с усиленными шпангоутами фюзеляжа или с лонжеронами, проходящими через него, должно быть равно числу лонжеронов.

$$R_{1-2}^j B = \sum_j M_{1-2}^j$$

Где  $R_{1-2}^j$  - реакции в узлах 1 и 2, а B – расстояние между ними.

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  $M_k$ .

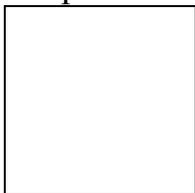


Рис. 10.3 Конструкция и нагружение узлов крепления лонжеронных крыльев.

**Кессонные крылья** имеют центроплан. 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.

### **Кессонные стреловидные крылья с внешней балкой в плоскости крыла.**

В таких крыльях балка связана одним концом с задним (или передним) лонжероном кессона, а другим концом – со шпангоутом фюзеляжа и необходима, в основном, для организации ниши для стойки шасси и узла ее крепления.

### **ПОВОРОТНЫЕ КРЫЛЬЯ**

К поворотным крыльям относятся крылья, которые целиком или их ОЧК могут поворачиваться либо относительно вертикальной оси – крылья изменяемой в полете стреловидности либо относительно поперечной оси – крылья с изменяемым в полете углом установки, а также крылья с поворотом концевых частей относительно продольной оси. В таких крыльях площадь поворачиваемой части составляет для крыльев изменяемой стреловидности от 40-70% от площади крыла, для крыльев с изменяемым в полете углом м установки – 30...80% (вплоть до 100%), а для складывающихся крыльев – 20...40% и более.

**Особенность конструкции описанных крыльев** определяется тем, что передача нагрузок  $Q$ ,  $M$ , и  $M_k$  с ПЧК на неподвижную корневую его часть (центроплан) осуществляется не несколькими силовыми эл-тами или всем контуром сечения, а, главным образом, одним ГШ.

### **ТРЕУГОЛЬНЫЕ КРЫЛЬЯ**

В треугольных крыльях можно получить небольшие относительные толщины (3...5%) крыла и большие внутренние объемы для размещения топлива из-за большой площади поперечного сечения у корня крыла. При прочих равных условиях треугольные крылья по сравнению крыльями другой формы в плане позволяют получить выигрыш в массе, они обладают большей жесткостью и менее подвержены из-за этого неприятным аэроупругим явлениям, обладают большей живучестью.

Особенности конструкций однолонжеронного треугольного крыла со вспомогательными лонжеронами.

КСС такого крыла состоит из основного лонжерона и нескольких вспомогательных лонжеронов, бортовой нервюры, передней стенки, обшивки и подкрепляющих ее нервюр.

Конструкция треугольного крыла со сходящимися лонжеронами.

Здесь в соответствии с такой КСС нужна усиленная бортовая нервюра, которая работает на изгиб и сдвиг. Обшивка опирается на лонжероны и подкреплена нервюрами, которые могут быть и без стенок.

Конструкция кессонного треугольного крыла со вспомогательными лонжеронами представляет собой аналогию со схемой КСС треугольного крыла, где вместо одного основного лонжерона – кессон. В известном смысле можно рассматривать в этой КСС кессон как лонжерон кессонного типа.

Конструктивная схема треугольного крыла с подкосной балкой может рассматриваться приближенно как состоящая из 2х крыльев: однолонжеронного стреловидного и многолонжеронного прямого, соединенных в месте стыка лонжерона и подкосной балки.

#### Ключевые слова.

Набор нормальных и усиленных нервюр, моментный узел, аэроупругое явление, однолонжеронное крыло, двухлонжеронное крыло, кессонное крыло, поворотное крыло.

#### Контрольные вопросы.

1. Где применяются однолонжеронные крылья?
2. Какие элементы конструкции крыла передают нагрузки ( $Q$ ,  $M$  и  $M_k$ ) к корневую часть крыла?
3. В чем особенность двухлонжеронных крыльев?
4. Какой бывает стреловидное крыло с внешней балкой в плоскости крыла?

Литература - 5, 6, 10.

## 11-маъруза

**мавзу: КАНОТ МЕХАНИЗАЦИЯСИ. МЕХАНИЗАЦИЯНИНГ ВАЗИФАСИ ВА УНГА КУЙИЛАДИГАН ТАЛАБЛАР. ИНТЕРЦЕПТОРЛАР. ЩИТОКЛАР. ОРКАКАНОТЧАЛАР.**

### План

1. Назначение механизации.
2. Требования к механизации крыла.
3. Виды механизации крыла.

**Назначение механизации.** 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.

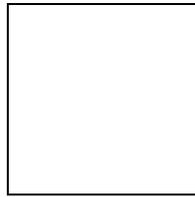


Рис11.1 Подвижные части крыла.

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  $c$ , когда уменьшалась несущая способность крыла (уменьшались значения коэффициента подъемной силы  $C_{ya}$ ).

**Требования к механизации крыла.** К механизации крыла, помимо общих требования, 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  $C_{ya}$  в убранном положении средств механизации;

максимальное значение аэродинамического качества при разбеге самолета с небольшой тяговооруженностью и возможно большее увеличение  $C_{xa}$  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.

### ВИДЫ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

**Щитки.** Щитком называется подвижная часть нижней поверхности крыла у его задней кромки, отклоняемая вниз для увеличения подъемной силы крыла и его сопротивления.

Конструкция щитка состоит из каркаса и обшивки. Каркас щитка с фиксированной осью вращения состоит из одного лонжерона обычно закрытого П-образного сечения, переднего и заднего стрингеров и разрезных балочек-нервюр П-образного или Z-образного сечения. Снизу к каркасу крепится обшивка. Крепление к крылу — при помощи шомпола и петель на специальном профиле в передней части щитка и на заднем лонжероне (стенке) крыла.

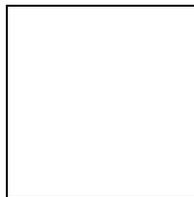


Рис. 11.2 Конструкция щитков.

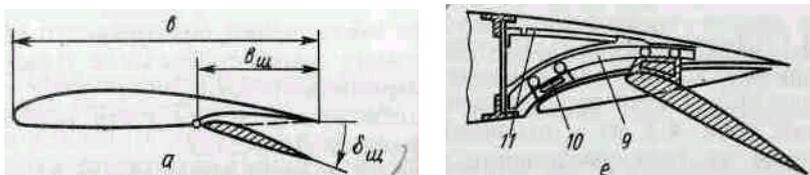


Рис. 11.3 Виды щитков: а – с фиксированной осью вращения; б – выдвижной щиток.

**Закрылки.** *Закрылком* называется профилированная подвижная часть крыла, расположенная в его хвостовой части и отклоняемая вниз для увеличения подъемной силы крыла. Различают:

*поворотный закрылок* — закрылок, поворачиваемый вокруг связанной с крылом оси вращения;

*выдвижной закрылок* — закрылок, поворачиваемый относительно оси вращения и одновременно смещаемый назад вдоль хорды крыла для увеличения его площади;

*щелевой закрылок* — закрылок, при отклонении которого между его носком и крылом образуется профилированная щель;

*многощелевой закрылок.* — закрылок, составленный из нескольких подвижных звеньев, отклоняющихся на разные углы и разделяющихся профилированными щелями.

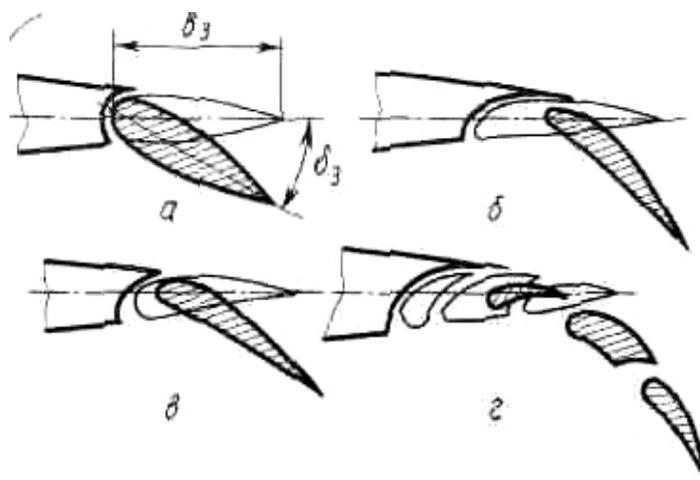


Рис.11.4 Поворотный (а), выдвижной (б), щелевой (в) и многощелевые (г) закрылки.

*щелевой закрылок* — закрылок, при отклонении которого между его носком и крылом образуется профилированная щель;

*многощелевой закрылок.* — закрылок, составленный из нескольких подвижных звеньев, отклоняющихся на разные углы и разделяющихся профилированными щелями.

Конструкция поворотного закрылка показана на рисунке. Она типична для конструкции не только всех типов закрылков, но и для конструкции органов управления, используемых в системе управления самолетом — элеронов, рулей направления и высоты. 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, внешний вид и КСС выдвигного закрылка подобна рассмотренной. Однако для его выдвигания назад по хорде и отклонения вниз используются специально профилированные направляющие рельсы, закрепленные на усиленных нервюрах крыла, и опирающиеся на эти рельсы (скользящие по ним) ролики, установленные на торцевых нервюрах закрылка на кронштейнах.

Конструкция щелевого закрылка аналогична описанной выше. Очертания носка закрылка и задней части крыла, положение оси вращения закрылка выбираются так, чтобы при отклонении закрылка образовывалась профилированная щель, ускоряющая движение проходящего через нее воздуха и направляющая его вдоль верхней поверхности закрылка.

Конструкция щелевого закрылка с дефлектором включает конструкцию собственно закрылка, дефлектора, кареток и подъемников. *Дефлектор*— это профилированная часть закрылка, установленная неподвижно перед носком закрылка и образующая щель перед ним.

*Каретки* состоят из двух штампованных рам, соединенных болтами. Между ними на осях устанавливаются игольчатые подшипники, которые при выдвигании закрылков катятся по полкам монорельса.

*Монорельс* представляет собой изогнутый в форме дуги окружности стальной двутавровый профиль. Поверхности полок монорельса шлифуются и хромируются. На нем имеется проушина.

*Дефлектор* состоит из диафрагм, обшивки и концевого стрингера.

*Винтовые подъемники*, получающие привод от трансмиссии и связанные с закрылком через кронштейны на его лонжероне, служат для управления выпуском и уборкой закрылков.

Конструкция трехщелевого выдвигного закрылка. Закрылок состоит из основного и хвостового звеньев и дефлектора.

*Основное звено* закрылка является центральной несущей частью и главным силовым элементом трехщелевого закрылка, на котором монтируются хвостовое звено и дефлектор.

*Рельсы закрылков* — консольные балки из высокопрочной стали двутаврового сечения с полками и дорожками для подшипниковых узлов кареток. Крепятся рельсы своими проушинами к узлам на стыках усиленных нервюр и заднего лонжерона в хвостовой части крыла.

**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. Они имеют сходную конструкцию.

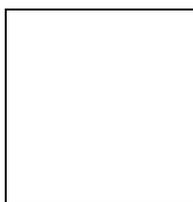


Рис. 11.5 Конструкция интерцептора и узлов его навески и управления.

#### Ключевые слова.

Механизация крыла, ВПХ — взлётно-посадочная характеристика,  $C_{y\alpha}$  — коэффициент подъемной силы, щитки, закрылка, предкрылка, тормозной щиток, интерцептор, щелевой закрылок, отклоняемый носок, каретка, дефлектор,

монорельс.

Контрольные вопросы.

1. Что относится к механизации крыла?
2. Чем связан механизация крыла и ВПХ?
3. Какие органы механизации для чего служит?
4. Перечислите внутренние элементы конструкции механизации крыла?

Литература - 2, 3, 5, 10.

## Лекция №12

### тема: ЭЛЕРОНЫ. ПРЕДКРЫЛКИ. ОТКЛОНЯЕМЫЕ НОСКИ. ОСОБЕННОСТИ СТЫКОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА.

#### План

1. Предкрылки.
2. Отклоняемые носки.
3. Элероны.
4. Триммеры.

**Механизация носовой части крыла** предназначена для затягивания срыва обтекающего крыло потока на большие углы атаки и увеличения вследствие этого значений  $C_{ya \max}$ . К средствам механизации носовой части крыла, получившим наибольшее распространение, относятся такие подвижные части крыла как предкрылки и отклоняемые носки.

**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.

Конструкция каждой секции предкрылка, изображенного на рис.12.1, состоит из лонжерона, стрингеров, нервюр и диафрагм, обшивки, рельсов и кареток с роликами, а также кронштейнов крепления винтовых подъемников и рельсов. При работе трансмиссии ее механизмы (винтовые подъемники) перемещают предкрылок рельсами по кареткам  $\delta$ , закрепленным на переднем лонжероне крыла. В убранном и выпущенном положениях предкрылок фиксируется тормозом трансмиссии. Приводом для предкрылка служит тяга 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 (см.рис.12.1,е) или состоять из обшивки, продольных ребер жесткости и нервюр, системы рельс – каретка ( по аналогии с конструкцией, показанной на рис. 12.1,б) и тяги от силового цилиндра.

$$\delta_{пр} = 20 \dots 30^{\circ}$$

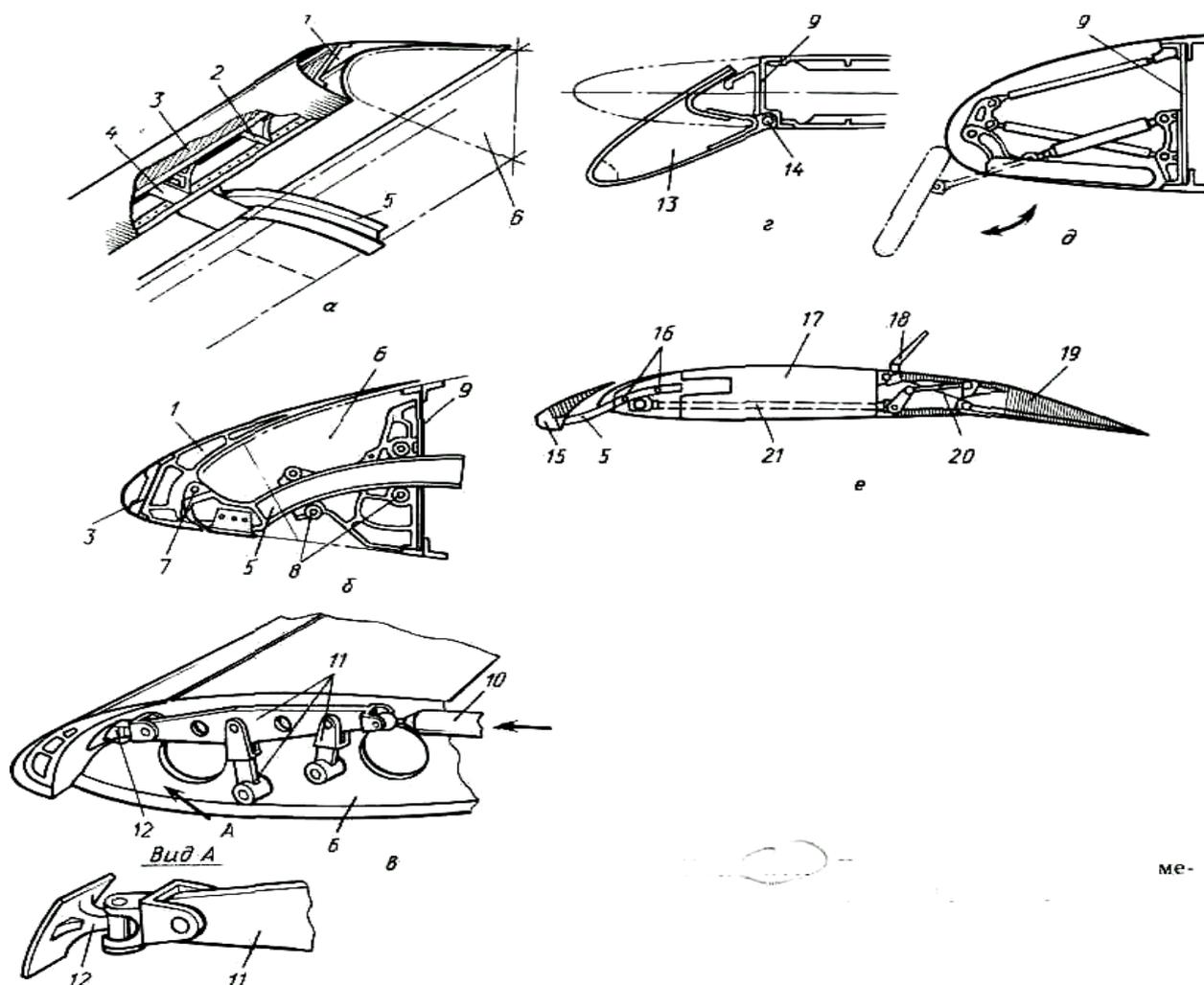


Рис. 12.1 Конструкция элементов механизации передней кромки крыла.

Отклоняемые носки применяют на самолетах с малой относительной толщиной крыла и тонкой передней кромкой, затрудняющей размещение механизмов. Они дают меньший прирост  $\Delta C_{ya\ max}$  чем предкрылки.

Конструкция носка 13 показана на рис. 4.10, 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 стекловолкна позволяет упростить конструкцию отклоняемого носка.

Щитки Крюгера устанавливают 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.

**Нагружение средств механизации.** 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.

## ЭЛЕРОНЫ

**Назначение элеронов.** 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  $X$ .

Требования к элеронам, кроме общих для всех агрегатов самолета требований, включают обеспечение эффективного управления на всех режимах полета самолета, предусмотренных ТТТ.

**Конструкция элеронов.** 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. 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.

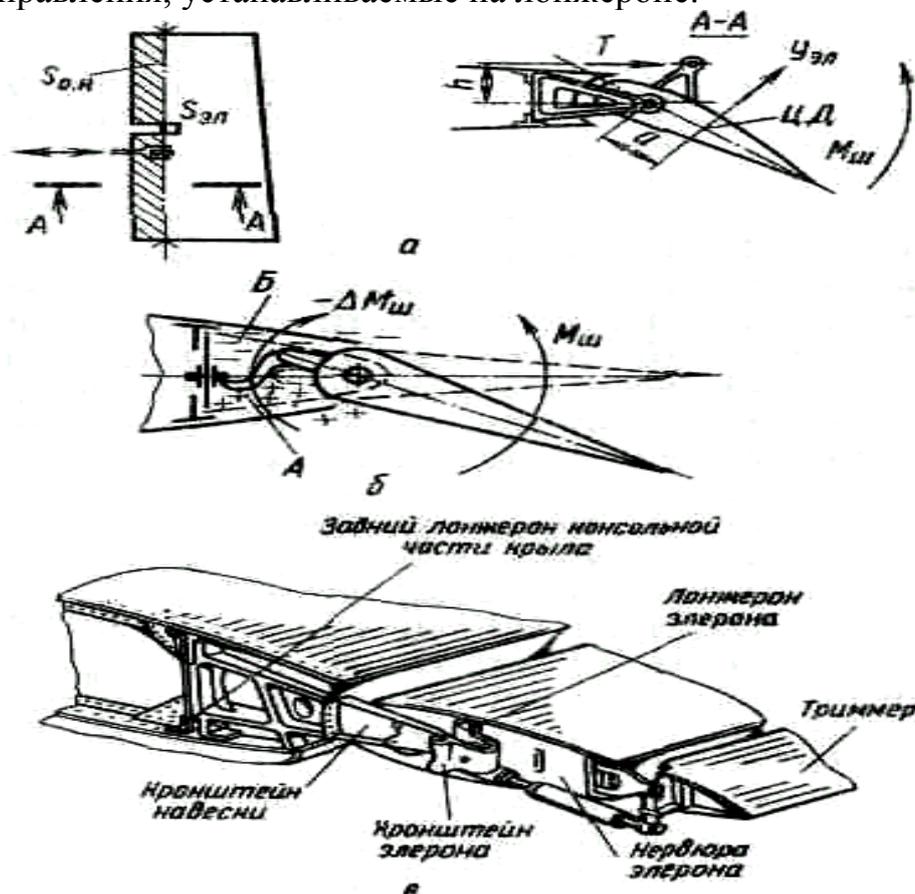


Рис. 12.2 Аэродинамическая компенсация.

**Аэродинамическая компенсация** применяется для уменьшения шарнирных моментов в системе управления элеронами (рулями)  $M_{ш} = Th == Y_{эл} a$  (рис. 4.13). На современных самолетах получили распространение осевая компенсация, внутренняя компенсация с мягкой диафрагмой (рис. 4.13,б) и сервокомпенсация.

**Триммер** — вспомогательная рулевая поверхность, расположенная в хвостовой части элерона (руля) и предназначенная для уменьшения (снятия) усилия на рычагах управления самолетом при изменении режима полета

Конструкция триммера показана на рис. Она типична для рулевой поверхности, в

том числе и для сервокомпенсатора, и состоит из каркаса и обшивки. Каркас — из лонжеронов, нервюр, диафрагм, узлов навески, кронштейна с проушиной для тяги управления. Для легких маневренных самолетов конструкция триммера может быть выполнена из магниевых литых в виде двух склепанных половин, разрезанных по хорде. Внутри для облегчения удален ненужный (по условиям обеспечения прочности) материал.

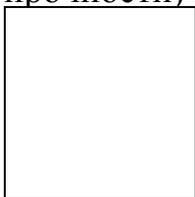


Рис. 12.3 Конструкция элеронов и узлов их навески.

Ключевые слова

Предкрылки, отклоняемые носки, элероны, профилированная щель, триммер, аэрокомпенсация.

Контрольные вопросы.

1. Для чего предназначена предкрылка самолета?
2. В каких случаях применяют отклоняемые носки?
3. Назначение элерона?
4. Что такое аэрокомпенсация?

Литература – 3, 5, 10.

## Лекция №13

### тема: ОПЕРЕНИЕ САМОЛЕТА. НАЗНАЧЕНИЕ И ТРЕБОВАНИЯ К НЕМУ. СХЕМА ОПЕРЕНИЯ, ПАРАМЕТРЫ И КОМПАНОВКА.

#### План

1. Назначение и составные части оперения.
2. Основное требование к оперению.
3. Параметры оперения.
4. Конструкция ГО.

**Назначение и составные части оперения.** *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) — поперечной 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.*

**Параметры, характеризующие ГО и ВО как несущие поверхности** в основном, те же, что и для крыла ( $\lambda, \chi, \eta, c$ ), 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.

а) Для ГО:  $\lambda_{го} = 2,0...4,5$  (меньшее значение для скоростных самолетов с малым удлинением крыла, большее — для нескоростных самолетов с большим удлинением крыла);

$\eta_{го} = -2,0...3,5$ ;  $\chi_{го} = 0...60^\circ$ ;  $\bar{c}_{го} = 4...10\%$  ( $\chi_{го} \geq \chi_{кр}$ ,  $\bar{c}_{го} \leq \bar{c}_{во}$ , чтобы волновой кризис на оперении наступал не ранее, чем на крыле);  $S_{го} = 0,15...0,30$ ;

$S_{рв} = 0,2...0,4$  (меньшие значения для сверхзвуковых самолетов).

б) Для ВО:  $\lambda_{во} = 0,8...1,2$ ;  $\eta_{во} = 2,0...3,5$  (для Т-образного оперения  $\eta_{во} \cong 1,0$ );  $\chi_{го} = 0...60^\circ$ ;  $\bar{c}_{во} = 4...8\%$ ;  $\bar{s}_{во} = 0,08...0,2$ ;  $\bar{s}_{рн} = 0,2...0,45$  (большее значение  $\bar{s}_{во}$  и меньшее значение  $\bar{s}_{рн}$  для сверхзвукового самолета).

чтобы ГО и не затеняло ВО, его располагают позади ВО. Расположение единого ВО на фюзеляже может оказаться менее эффективным, чем разнесенного ВО, из-за затенения ВО фюзеляжем на больших углах атаки.

#### **Конструкция ГО стреловидного Т-образного оперения.**

Стабилизатор двухлонжеронной конструкции. Он состоит из двух стреловидных консолей, состыкованных между собой по опорным нервюрам накладками по переднему и заднему лонжеронам. Каждая консоль, кроме этого, включает: силовые нервюры (по числу узлов навески РВ) и обычные нервюры, концевой обтекатель, съемный носок с противобледенительным устройством,

верхние и нижние панели, хвостовую часть и кронштейны 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.

В передней части стабилизатора на лонжероне между опорными нервюрами установлены кронштейны для крепления серьги управления стабилизатором, а на хвостовых частях нервюр — кронштейны подвески карданного вала.

Каждая половина РВ имеет типовую конструкцию. Обе половины РВ соединены карданным валом с рычагом управления. Привод управления РВ осуществляется от тяги через рычаг управления на валу, связанным одним концом фланцем через бортовую нервюру РВ с его лонжероном, а другим концом — с кронштейном навески.

**Конструкция и компоновка стреловидного ГО с изменяемым в полете углом установки стабилизатора.**

Стабилизатор, установленный в хвостовой части фюзеляжа, состоит центроплана и двух консолей, соединенных между собой, как и в крыле технологическими стыками по нервюрам разъема.

Конструктивно стабилизатор состоит из силового кессона, к которому крепятся носовая и хвостовая части. Кессон в свою очередь состоит из стенок — переднего и заднего лонжеронов и верхних и нижних панелей, подкрепленных стрингерами и нервюрами. Лонжероны и нервюры имеют типовую конструкцию и состоят из поясов и стенок. Нервюры разъема и те нервюры, к которым крепятся узлы навески РВ, усилены и имеют более мощные пояса и сплошные стенки.

Стабилизатор фиксируется от поперечных перемещений двумя кронштейнами с направляющими роликами, установленными на переднем лонжероне центроплана стабилизатора.

#### Ключевые слова.

Оперение, ГО — горизонтальное оперение, ВО — вертикальное оперение, ЦПГО — цельноповоротное горизонтальное оперение, киль, стабилизатор.

#### Контрольные вопросы.

1. Назначение оперения?
2. Какие требования предъявляются к оперению самолета?
3. Из каких органов состоит ГО и из каких состоит ВО?

Литература - 5, 7, 10.

**Лекция №14**  
**тема: РАБОТА ОПЕРЕНИЯ ПОД НАГРУЗКОЙ**  
**КОНСТРУКЦИЯ И КОМПАНОВКА ОПЕРЕНИЯ.**

План

1. Работа оперения под нагрузкой.
2. Конструкция и компоновка ГО.
3. Конструкция Т – образного оперения.
4. Конструкция ВО.
5. Схемы ЦПГО.

**Нагрузки на оперение и работа оперения под нагрузкой.**

Нагрузками ГО являются распределенные аэродинамические и массовые силы. Аэродинамическая нагрузка на ГО складывается из уравнивающей нагрузки, обеспечивающей равновесие самолета при его полете с постоянной перегрузкой, маневренной нагрузки, возникающей на ГО при отклонении рулей на величину большую, чем это необходимо для уравнивания самолета на определенном режиме.

Распределенная нагрузка по размаху стабилизатора

$$q_{ст} = Y_{ст} f_{ст} / S_{ст}, \quad \text{а руля высоты}$$

$q_{рв} = Y_{рв} f_{рв} / S_{рв}$       Величину расчетной уравнивающей нагрузки

$$Y_{ур} = Y_{ур} f$$

можно определить, используя условие равновесия

$$M_{zбго} = M_{zго}$$

где  $M_{zбго}$  и  $M_{zго}$  – момент и коэффициент момента относительно оси Z для расчетного случая без ГО.

Расчетная нагрузка при неспокойном воздухе:

$$Y_{б} = Y_{ур} + Y_{б},$$

где  $Y_{ур}$  - уравнивающая нагрузка на ГО в горизонтальном полете со скоростью  $V$ ;  $Y_{б}$  – приращение нагрузки на ГО от порывов ветра.

Расчетная нагрузка на РВ:  $Y_{рв} = K f S_{рв} q$ , а распределенная аэродинамическая нагрузка  $q_{рв} = Y_{рв} b_{рв} / S_{рв}$ , где  $K$  – коэффициент пропорциональности ( по «Нормам прочности»).

Стабилизатор, состоящий из двух половин, и киль представляют собой консольные балки, а неразъемный стабилизатор - двух опорную балку с консолями. Они нагружены распределенной аэродинамической нагрузкой и сосредоточенными силами в узлах навески рулей. От этой нагрузки в силовых элементах стабилизатора и килля возникает перерезывающая сила  $Q$ , изгибающий момент  $M$  и крутящий  $M_k$ .

Нагружение силовых элементов стабилизатора и кия и их работа под нагрузкой при передаче сил на опоры аналогичны нагружению и работе под нагрузкой силовых элементов крыла.

### **Конструкция и компоновка ГО с разъемным установленном на фюзеляже стабилизатором.**

Конструкция стабилизатора ГО аналогична конструкции двухлонжеронного крыла. В месте узла навески РВ для восприятия сосредоточенной нагрузки от руля в стабилизаторе стоит усиленная нервюра с мощными поясами и глухой стенкой, подкрепленной стойками. Воспринимаемую нагрузку эта нервюра передает на стенки лонжеронов и стрингеры, работая на сдвиг и изгиб в своей плоскости. Стенки лонжеронов, работая на сдвиг от перерезывающей силы  $Q$ , передадут ее на узлы крепления стабилизатора, которые могут быть либо на лонжеронах его центральной части, встроенной в конструкцию хвостовой части фюзеляжа, либо на усиленных шпангоутах фюзеляжа. Стрингер, работая на сдвиг от кручения (при изгибе нервюры), передает  $M_k$  на усиленную корневую нервюру стабилизатора, где  $M_k$  трансформируется в пару сил на узлах крепления стабилизатора. Изгибающий  $M$  от стабилизатора в виде пары сил передается поясами лонжеронов на узлы его крепления и самоуравновешивается на лонжеронах центральной части стабилизатора или других КСС стабилизатора - усиленных шпангоутах фюзеляжа.

### **Конструкция ГО стреловидного Т-образного оперения.**

Всё оперение состоит из ГО (стабилизатора с РВ), установленного на верхней части кия, и ВО (кия с РН и форкия), закрепленного на хвостовой части фюзеляжа.

Стабилизатор двухлонжеронной конструкции. Он состоит из двух стреловидных консолей, состыкованных между собой по опорным нервюрам накладками по переднему и заднему лонжеронам. Каждая консоль, кроме того, включает силовые нервюры и обычные нервюры, концевой обтекатель, съемный носок с противообледенительным устройством, хвостовую часть и кронштейны навески РВ. Оперение нервюры связано с Лонжеронами посредством фитингов и накладок.

В передней части стабилизатора на лонжероне между опорными нервюрами установлены кронштейны для крепления серьги управления стабилизатором, а на хвостовых частях нервюр - кронштейны навески карданного вала.

Крепление стабилизатора к килю следующее: фитинг с проушинами переднего лонжерона кия соединяется с кронштейнами на опорных нервюрах у передних лонжеронов консолей стабилизатора посредством серьги и качалок с рычагом управления стабилизатором. Фитинги с проушинами заднего лонжерона кия соединяются с кронштейнами коробками заднего лонжерона стабилизатора посредством болтов, являющихся осью вращения стабилизатора при изменении угла его установки. Зализ, прикрепленный к стабилизатору, обеспечивает плавный переход стабилизатора на киль.

### **Конструкция ВО.**

ВО состоит из кия и РН. Киль стреловидной двухлонжеронной конструкции состоит из лонжеронов, бортовой, торцевой силовых и обычных нервюр, двух

панелей, съемного носка, концевого обтекателя. Усиленные бортовая и торцевая нервюры имеют пояса таврового сечения, стенки, подкрепленные стойками.

Силовые нервюры в хвостовой части усилены накладками и имеют специальные фитинги, которыми через пояса заднего лонжерона прикреплены к нервюре кронштейны навески РН.

Конструкция РН - типовая для рулей. В нижней части РН лонжерон двутаврового сечения усилен трубой, на конце которой закреплена опорная вилка с фланцем РН, связанный с опорным фланцем вилки, устанавливается на опорные кронштейны навески РН. Через вилку осуществляется управление РН.

### Схемы ЦПГО.

КСС ЦПГО во многом определяется схемами размещения подшипников оси вращения ГО, через которые нагрузки от него передаются на силовые шпангоуты фюзеляжа.

*Конструкция ЦПГО по схеме оси:* Каркас состоит из лонжеронов, стенок, панели с ребрами жесткости, балок, корневой нервюры, усиленной и обычной нервюры, оси, на которой на подшипниках устанавливается ЦПГО, носка и хвостовой части стабилизатора. На БН установлен рычаг управления ЦПГО.

*Конструкция ЦПГО по схеме вала:* Стабилизатор состоит из двух симметричных половин моноблочной КСС. В конструкцию каждой половины входят передняя и задняя стенки, верхняя и нижняя фрезерованные панели с ребрами жесткости, корневая нервюра, две боковые силовые балки-нервюры, набор нервюр, носок и законцовка с противофлаттерным грузом.

Хвостовая часть стабилизатора состоит из обшивки, двух уголкового стрингера, набора нервюр и концевого ножа. Стабилизатор прикреплен к стальной трубе-валу, который вращается в подшипниках, закрепленных на усиленных шпангоутах хвостовой части фюзеляжа одним горизонтальным и четырьмя вертикальными болтами.

### Ключевые слова.

РН – руль направление, РВ – руль высоты, стабилизатор, киль, рычаг управления ЦПГО, вилка, противообледенительное устройство.

### Контрольные вопросы.

1. Какие нагрузки действуют на оперение самолёта?
2. Из чего состоит конструкция ГО?
3. Из чего состоит конструкция ВО?
4. Особенность конструкции ЦПГО?
5. Когда применяется Т – образное оперение?

Литература – 3,5,10.

# Лекция №15

## тема: ФЮЗЕЛЯЖ САМОЛЕТА.

### План

1. Назначение фюзеляжа и требования к нему.
2. Внешние формы фюзеляжа.
3. Параметры фюзеляжа.

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.

Относительная (по отношению к массе самолета) масса фюзеляжа

$$M_f = 0,08... 0,15.$$

Основным требованием к фюзеляжу является выполнение им своего функционального назначения в соответствии с назначением самолета и условиями его использования при наименьшей массе конструкции фюзеляжа/Выполнение этого требования достигается: выбором таких внешних форм и значений параметров фюзеляжа, при которых получают 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 уравнивание 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.

### **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.

Наибольшее распространение получили круглая форма поперечного сечения фюзеляжа и формы (2, 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, но в месте пересечения окружностей они от избыточного давления  $D_p$  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 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. Оно имеет меньшее сопротивление и удобнее для более полного использования внутренних объемов.

**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.

Однако для транспортного самолета типа «Боинг-747» с грузовым люком в носовой части фюзеляжа и поднятой из-за этого кабиной экипажа в виде надстройки над фюзеляжем от плавных форм отступают ради удобств погрузки и выгрузки. С другой стороны, при грузовом люке в хвостовой части фюзеляжа его стараются вписать в плавные обводы этой части фюзеляжа для уменьшения сопротивления, хотя вырез под люк получается в этом случае более длинным, чем резко скошенный люк с большим углом  $P$ , как, например, у самолета С-130Е. При более длинном вырезе под люк получаются большие дополнительные затраты массы на компенсацию вырезов. Удлиненная

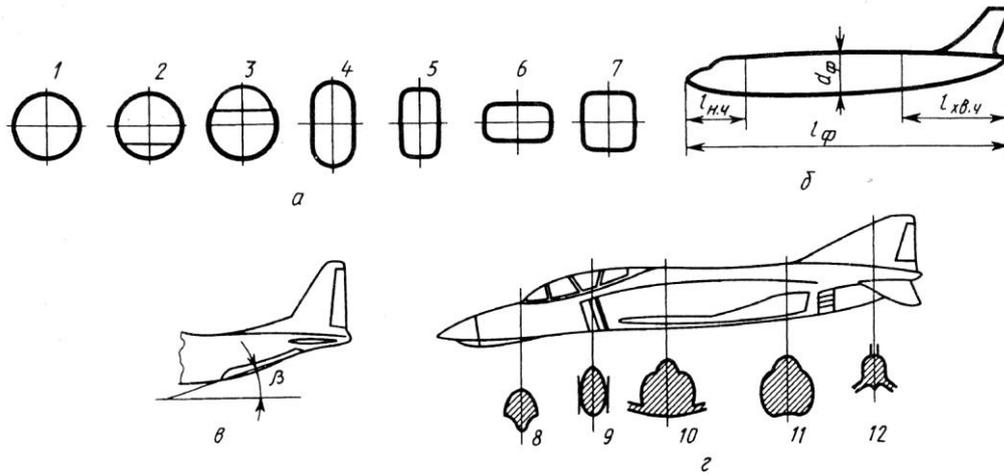


Рис.15.1 Формы поперечных сечений фюзеляжа, параметры и формы его носовой и хвостовой частей.

заостренная носовая часть, не мешающая обзору из кабины (лежащая ниже линии визирования от глаз летчика через нижний край остекления), позволяет уменьшить сопротивление и разместить часть оборудования, например, антенну радиолокатора и бортовую радиолокационную станцию.

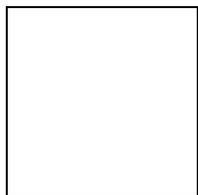
Стреловидное крыло удлиняет хвостовую часть фюзеляжа, укорачивая носовую часть. При этом возрастают изгибающие моменты хвостовой части, что приводит к возрастанию массы фюзеляжа. Удлинения носовой части фюзеляжа могут потребовать условия компоновки передней опоры шасси для обеспечения необходимой базы шасси, а также перенос двигателей в хвостовую часть фюзеляжам. В любом случае выбора формы фюзеляжа решение принимают исходя, прежде всего, из удовлетворения требований, связанных с основным назначением самолета.

### Параметры фюзеляжа.

Основные геометрические размеры фюзеляжа:  $L_f$  - длина,  $D_f$  - диаметр,  $L_{н.ч}$  - длина носовой части,  $L_{х.ч}$  - длина хвостовой части. В число параметров фюзеляжа входят также площадь миделевого (наибольшего) сечения -  $S_{м.ф}$ , удлинение

фюзеляжа  $= L_f / D_f$  и удлинение носовой и хвостовой частей

$= L_{н.ч} / D_f$ ,  $= L_{х.ч} / D_f$ . При некруглой форме поперечного сечения эквивалентный диаметр фюзеляжа



а характерными размерами фюзеляжа будут наибольшие его высота  $H$  или ширина  $B$ .

Для многих типов самолетов  $D_{\phi}$  и  $S_{\phi}$  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  $L_{\phi}$ , при определенном значении  $D_{\phi}$  связана однозначно с

удлинением фюзеляжа . Влияние  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  приводит к увеличению изгибающих моментов на фюзеляже и его утяжелению, но

при увеличении  уменьшается сопротивление фюзеляжа. Уменьшение

за счет уменьшения  $L_{\phi}$  или увеличения  $D_{\phi}$  приводит к уменьшению нагруженности фюзеляжа и напряжений в его силовых элементах от изгибающего момента, но с увеличением  $D_{\phi}$  очень быстро растут напряжения в гермокабине от избыточного давления  $p_{изб}$ . При достаточном увеличении  $D_{\phi}$  (5м и более) в пассажирском самолете появляется возможность иметь две палубы для размещения пассажиров.

#### Ключевые слова.

Фюзеляж, гермокабина, отсек, панель, бомба отсек, грузоподъемность,

параметры фюзеляжа ( $L_{\phi}$  – длина,  $D_{\phi}$  – диаметр,  - удлинение,  $S_{\phi}$  – площадь,  $p_{изб}$  – избыточное давление и др..).

#### Контрольные вопросы.

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?

Литература - 4, 5, 6, 10.

**тема: НАГРУЗКИ НА ФЮЗЕЛЯЖ И ИХ УРАВНОВЕШИВАНИЕ**

## План

1. Основные нагрузки действующие на фюзеляж.
2. Уравновешивание нагрузок .
3. Эпюры  $Q$ ,  $M_z$ ,  $M_y$  и  $M_k$  и анализ схем сил действующих на фюзеляж.

Основными нагрузками 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 агрегата 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  $80...10 \text{ кН/м}^2$  ). 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  $40 \text{ кН/м}^2$  сила, стремящаяся сорвать лючок,

$$P = (40 \cdot 10^{-4}) \pi 25^2 / 4 = 2 \text{ кН};$$

- силы избыточного давления в герметических кабинах фюзеляжа, каналах воздухозаборников и специальных отсеках. Эти силы являются расчетными для местной прочности фюзеляжа. Избыточное давление  $D_p$  в герметических кабинах вентиляционного типа может достигать для военных самолетов  $0,03...0,04 \text{ МПа}$ , а у пассажирских самолетов - до  $0,06...0,07 \text{ МПа}$ . В кабинах регенерационного типа  $D_p = 0,1 \text{ МПа}$ .

Кроме нагрузок, встречающихся при нормальной эксплуатации самолета, нормами прочности рассматриваются также особые случаи, связанные, например, с вынужденной посадкой самолета с убранными 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 расчетах определяющих прочность фюзеляжа при его работе на изгиб может оказаться расчетный случай  $A'$ , а при работе на кручение - несимметричное

нагружение стабилизатора (особенно Т-образной схемы) и нагружение ВО. От внешних сил (реакций в узлах крепления крыла, оперения, силовой установки и шасси), массовых сил конструкции фюзеляжа и грузов, расположенных внутри фюзеляжа, фюзеляж работает как балка на срез и изгиб в двух плоскостях и на кручение. Осевые силы, нагружающие фюзеляж вдоль оси Х, как правило, не очень велики. Они могут быть учтены в расчетах на прочность. Перегрузку  $n_x$  вдоль оси Х можно определить по формуле  $n_x = (P - X)/G$ , если направление тяги Р совпадает с осью Х.

### Эпюры Q, M<sub>z</sub>, M<sub>y</sub> и M<sub>к</sub>.

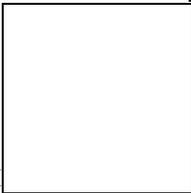
Из схемы внешних сил, действующих на фюзеляж, и характера эпюр можно установить следующее :

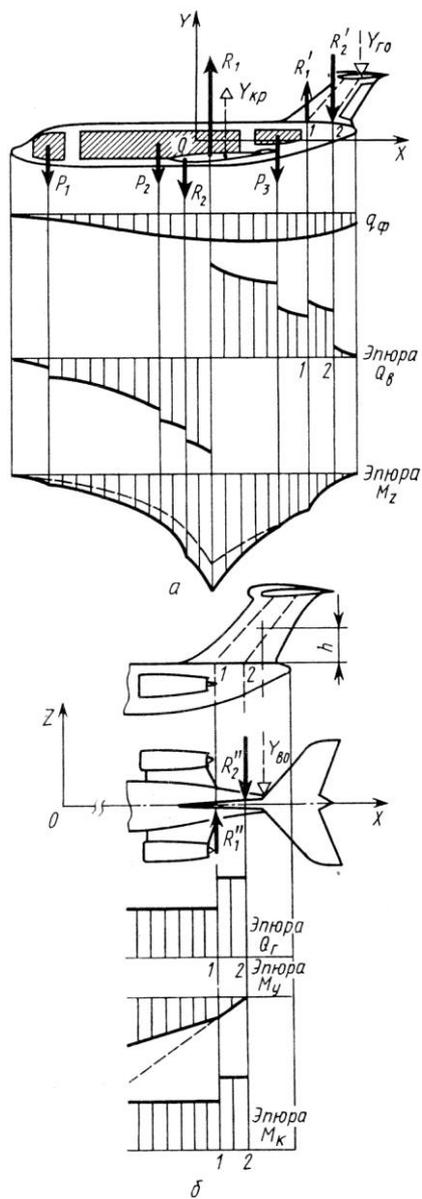
1. Значения реакций в узлах крепления крыла и оперения к фюзеляжу могут быть большими, чем сами значения подъемной силы крыла ( $Y_{кр}$ ) и оперения ( $Y_{го}$  и  $Y_{во}$ ), например, силы  $R1 > Y_{кр}$ ,  $R2' > Y_{го}$ ,  $R2'' > Y_{во}$  при стреловидном крыле и Т-образном стреловидном оперении. 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 Т-образном стреловидном оперении надо усиливать хвостовую часть фюзеляжа на участке между лонжеронами киля, где значения Qв и Qг, 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 Mz

3. Увеличение высоты ВО приводит к увеличению значений M<sub>к</sub>. На участке между узлами крепления лонжеронов киля с усиленным шпангоутам (между точками 1 и 2)  $M_k \approx 0,5d_{хв.ч}R_2'' + Y_{во}h$ , а на участке впереди узла 1  $M_k \approx Y_{во}(0,5d_{хв.ч} + h)$ , где  $d_{хв.ч}$  – диаметр хвостовой части фюзеляжа.

4. Аналогичная картина - увеличение Mz - получается при компоновке фюзеляжа с большим разномом масс относительно ЦМ вдоль оси Х, а также при

увеличении  φ при определенном значении dφ.



Ключевые слова.

Нормы прочности, коэффициент безопасности, реакция опор, эпюра, несимметричное нагружение, аэродинамические нагрузки, эпюры  $Q$ ,  $M_z$ ,  $M_y$  и  $M_\kappa$ .

Контрольные вопросы.

1. Какие нагрузки действуют на фюзеляж?
2. Как проверяется элементы конструкции фюзеляжа на нормы прочности?
3. Для чего строятся эпюры моментов и перерезающих сил?

Рис. 16.1 Нагрузки на фюзеляж. Эпюры  $Q_\phi$ ,  $Q_\delta$ ,  $M_z$ ,  $M_y$  и  $M_\kappa$

Литература - 5, 8, 9,10.

## Лекция №17

### тема: КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫЕ СХЕМЫ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ И ИХ РАБОТА ПОД НАГРУЗКОЙ

#### План

1. Конструктивно-силовые схемы фюзеляжей.
2. Назначение и конструкция основных силовых элементов фюзеляжа
3. Работа фюзеляжа под нагрузкой.
4. Крепление агрегатов к фюзеляжу.

Фюзеляж нагружен в плоскостях  $XOY$  и  $XOZ$  поперечными силами  $Q_v$  и  $Q_g$  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. 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 более полного использования внутренних объемов фюзеляжа; размещать в них герметизированные кабины и др. Все это и предопределило широкое развитие КСС фюзеляжей балочного типа.

Однако раньше, чем появились и стали совершенствоваться балочные фюзеляжи, в конструкциях самолетов применялись ферменные фюзеляжи, способные, как и балочные фюзеляжи, воспринимать  $Q_v$ ,  $Q_g$ ,  $M_z$ ,  $M_y$  и  $M_k$  и работать от этих нагрузок. Вот почему фюзеляжи по своим КСС разделяются (если подходить хронологически) на фюзеляжи ферменной и балочной конструкций.

**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. В таком фюзеляже силовыми элементами являются лонжероны (пояса ферм), стойки и раскосы в вертикальной плоскости, распорки и расчалки (гибкие стальные ленты) в горизонтальной плоскости, расчалки или раскосы между фермами и обшивка. Фермы обычно статически определимые (тогда они получаются легче). Определение усилий в стержнях фермы от действия внешних сил производится известными методами строительной механики и, в частности, методом вырезания узлов с дальнейшим разложением сил по направлениям стержней. Ферменные конструкции фюзеляжей широко применялись в годы первой мировой войны. Однако и во время Великой Отечественной войны еще использовались самолеты с фюзеляжами ферменной конструкции (например, конструкции самолетов Як-1, МиГ-3 и др.). Сейчас ферменные фюзеляжи можно встретить на небольших поршневых самолетах, летающих на малых дозвуковых скоростях, и на вертолетах. Возможно применение

ферменных фюзеляжей на космических летательных аппаратах, где они обеспечивают благодаря шарнирным связям в узлах ферм лучшие условия работы конструкции при нагреве. В самолетах при увеличении скоростей полета (увеличении  $\rho V^2/2$ ) необходимы работающая обшивка, более обтекаемые формы фюзеляжа. Эти задачи стали решать включением в конструкцию фюзеляжа специальных надстроек-обтекателей (гаргротов). Однако масса фермы плюс масса связанных с ней надстроек с работающей обшивкой и узлов их крепления уже не могут конкурировать по затратам массы с балочными фюзеляжами. Кроме того, ферменные фюзеляжи обладают меньшими возможностями для использования внутренних объемов из-за их загромождения поперечными элементами ферм (расчалками и раскосами), что затрудняет компоновку фюзеляжа и всего самолета в целом, ферменные фюзеляжи обладают значительно меньшей, чем у балочных фюзеляжей, боевой живучестью, что очень важно для боевых самолетов. Вот почему область применения ферменных фюзеляжей резко ограничилась.

**В ферменном фюзеляже** на осевые силы от изгиба (от действия  $M_z$  и  $M_y$ ) работают в основном пояса лонжеронов. Поперечные силы  $Q_v$  и  $Q_g$  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.

**Фюзеляж геодезической конструкции.** Разновидностью ферменного фюзеляжа является фюзеляж геодезической конструкции. Особенность такой конструкции заключается в геодезической сетке, которая заменяет работающую обшивку. Технологические трудности изготовления фюзеляжа геодезической конструкции (геодезической сетки) и большая его масса (сетка с большим числом связующих ее узлов плюс обшивка) не позволили таким фюзеляжам конкурировать с быстро совершенствующимися конструкциями балочных фюзеляжей.

**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. 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  $Q_v$  и  $Q_g$  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. Чаще они Т-образного сечения и работают только на осевые силы. Поэтому такие силовые элементы называют еще и усиленными стрингерами.

На первых балочных фюзеляжах лонжероны (усиленные стрингеры), как когда-то пояса ферм в ферменных фюзеляжах, размещались по всей длине фюзеляжа так, чтобы рациональнее можно было использовать его строительную высоту. Однако как в крыле с увеличением нагрузок (возрастанием главным образом изгибающих моментов) становился целесообразным переход на кессонную (моноблочную) КСС,

так и в фюзеляже при этих условиях стала целесообразнее балочно-стрингерная КСС. Появляются смешанные КСС фюзеляжей, когда лонжероны применяются только в той части фюзеляжа, где есть либо вырезы, которые надо компенсировать в силовом отношении (вырезы под фонарь герметической кабины, под отсеки оборудования, вырезы для ниши шасси, топливные баки, для отсека двигателя и т.д.), либо лонжероны (продольные балки) используют для восприятия сосредоточенных продольных сил (от тяги двигателей, от силы отдачи оружия и т.д.). На участке больших вырезов в фюзеляже (например, под отсек целевой нагрузки, под нишу стойки шасси с многоколесной тележкой) продольные силовые элементы, окантовывающие вырезы и нагруженные большими осевыми силами, выполняют в виде пространственных балок - бимсов.

**Балочно-стрингерные фюзеляжи** состоят из обшивки, подкрепленной стрингерами и шпангоутами, работающей совместно со стрингерами на осевые силы (растяжение - сжатие) при восприятии изгибающих моментов  $M_z$  и  $M_y$  и на сдвиг от перерезывающих сил  $Q_v$  и  $Q_g$  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.

Масса фюзеляжа  $M_f$ , составляющая 8...15 % от взлетной массы самолета и до 40 % от массы планера, распределяется между элементами конструкции фюзеляжа следующим образом: на обшивку - 25...30 % от  $M_f$ , на стрингеры - 12...20 %, на шпангоуты - 20...27 %, полы - 6...12 %, фонарь пилотов - для легких самолетов 10...12 %, для тяжелых - 2...3 %, двери, трапы, люки, перегородки и прочее - 13...17 и 12...15 % соответственно для легких и тяжелых самолетов.

**Балочно-обшивочные фюзеляжи** состоят из обшивки, подкрепленной набором нормальных и усиленных шпангоутов. Обшивка воспринимает все виды нагрузок:  $Q_v$ ,  $Q_g$ ,  $M_z$ ,  $M_y$  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. Такая КСС применялась в конструкции хвостовой части фюзеляжа штурмовика Ил-2, где обшивка выклеивалась из многих слоев тонкого фанерного шпона. Однако сейчас фюзеляжи такой КСС в чистом виде не встречаются. Они уступают балочно-стрингерным фюзеляжам в самом главном - по массе, так как большое число вырезов в фюзеляжах современных самолетов, необходимых для облегчения их технической эксплуатации и закрытых быстроразъемными несилковыми лючками или силовыми лючками (крышками), требует больших дополнительных затрат массы на подкрепление мест вырезов. Эта задача решается при меньших дополнительных затратах массы в фюзеляжах, где в КСС уже входят продольные и поперечные силовые элементы: стрингеры (усиленные стрингеры) и шпангоуты (усиленные шпангоуты) и где эти же силовые элементы используются для передачи на обшивку

фюзеляжа сосредоточенных поперечных и осевых сил от прикрепленных к фюзеляжу агрегатов. Наиболее рациональными в этом плане КСС фюзеляжей и являются балочно-стрингерные фюзеляжи.

## **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  $D$ .

Обшивку можно выполнять из листового материала, панелей с продольным набором, панелей с сотовым (или другим) наполнителем или монолитной. Особое внимание уделяется стыкам обшивки, где возможны противоречия требований аэродинамики (получение гладкой обшивки) требованиям обеспечения высокого ресурса, минимальной массы и т.д. Это может иметь место для более крупных самолетов с кабинами, нагруженными большим избыточным давлением. Как показали исследования, наиболее рациональным типом стыка как продольного, так и поперечного для фюзеляжей таких самолетов оказался стык внахлестку на элементах силового набора. 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. Соединение технологично в изготовлении, доступно для контроля, более выносливо и обеспечивает высокий ресурс.

**Стрингеры и лонжероны** (усиленные стрингеры) изготавливаются из пресованных или гнутых профилей (см. рис. 2.38). 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.

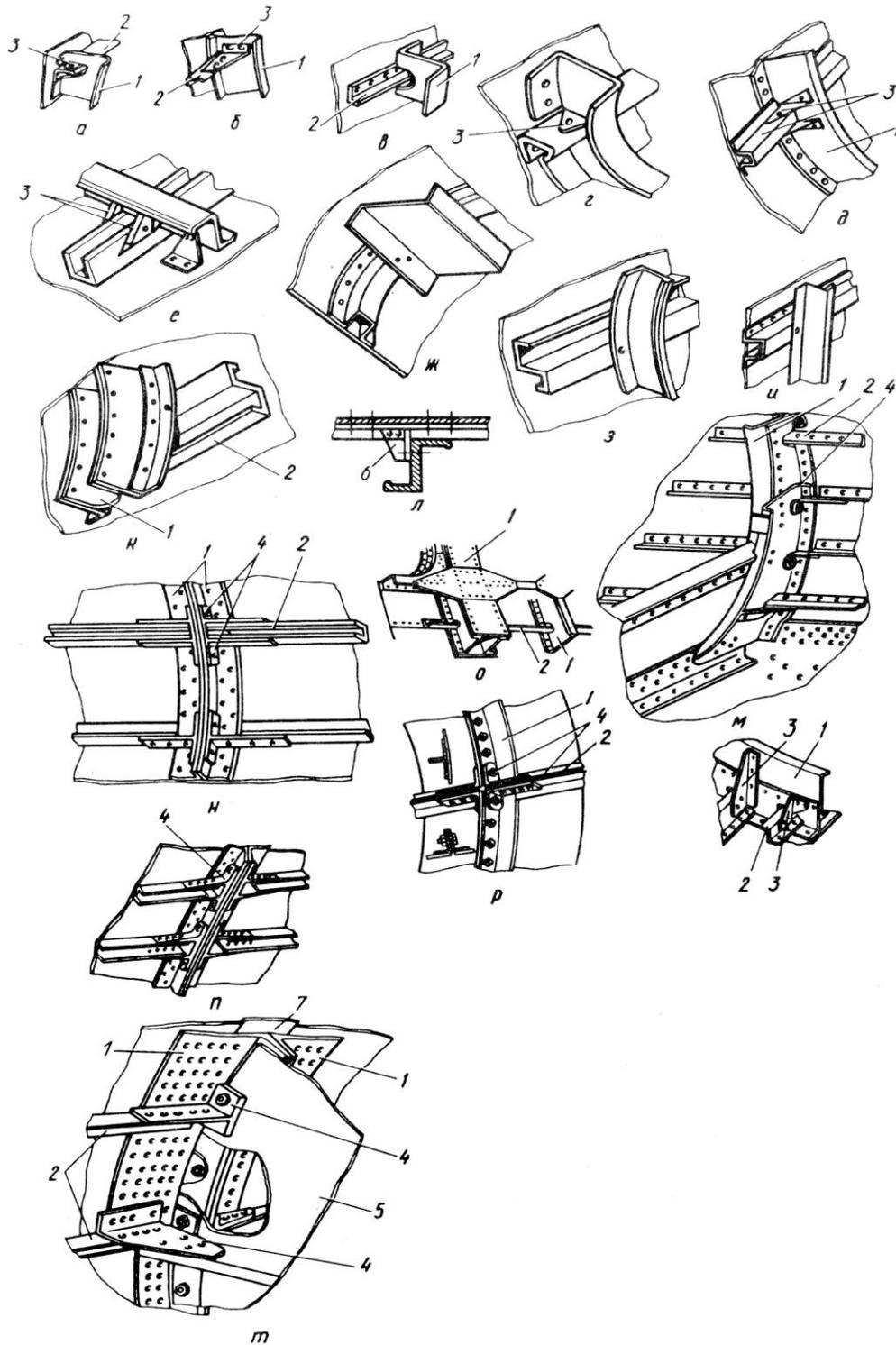


Рис. 17.1. Варианты конструкции соединений обшивки, шпангоутов и стрингеров.

**Шпангоуты** в фюзеляже выполняют те же функции, что и нервюры в крыле. 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).

## КРЕПЛЕНИЕ АГРЕГАТОВ К ФЮЗЕЛЯЖУ.

**Крепление крыла.** Конструкция узлов крепления крыла к фюзеляжу определяется КСС крыла. Так, для кессонных (моноблочных) крыльев узлы крепления центроплана с фюзеляжем должны передавать на фюзеляж от крыла только поперечную силу  $Q$  и пару сил от крутящего момента  $M_k$ , что не требует моментных узлов на силовых шпангоутах фюзеляжа. Для крепления лонжеронных крыльев (если лонжерон не пропускается через фюзеляж) силовые шпангоуты должны иметь моментные узлы для крепления лонжеронов крыла если лонжерон пропускается через фюзеляж, то изгибающий момент по лонжерону уравнивается на его фюзеляжной части и на силовых шпангоутах нужны только шарнирные узлы для восприятия поперечной силы и пары сил от крутящего момента. В стреловидных лонжеронных крыльях возможны, хотя и крайне редко, случаи, когда усиленная бортовая нервюра, нагруженная изгибающим моментом, принадлежит не крылу, а фюзеляжу. Тогда на ней устанавливаются моментные узлы крепления лонжерона крыла, а сама нервюра закрепляется по борту фюзеляжа, опираясь как многоопорная балка на шпангоуты. Для крепления крыла используются моментные узлы на шести усиленных шпангоутах. К этим узлам крепится гребенка, объединяющая в силовом отношении внутренние лонжероны, а два крайних лонжерона стыкуются непосредственно с усиленными шпангоутами.

**Крепление двигателей к фюзеляжу** может производиться как внутри фюзеляжа, так и снаружи в носовой части и на пилонах над фюзеляжем и в хвостовой части фюзеляжа. Крепление двигателей внутри фюзеляжа производится непосредственно к элементам его силового набора. Чаще всего крепление двигателей осуществляется с помощью регулируемых по длине тяг (стержней) и штыревых узлов, передающих нагрузки от двигателей (силу тяги и вес, боковые силы, гироскопические моменты) на усиленные шпангоуты и продольные силовые балки фюзеляжа и далее через них - на обшивку фюзеляжа, где и происходит уравнивание нагрузок от двигателей. Для монтажа двигателей могут использоваться также различные кронштейны, рельсы с роликами и др.

**Крепление оперения к фюзеляжу** не имеет принципиальных отличий от крепления крыла, так как силовые элементы фюзеляжа в узлах крепления должны воспринимать от оперения те же силовые факторы  $Q$ ,  $M$  и  $M_k$ , что и от крыла, и затем уравнивать их. Как и в узлах крепления крыла, конструкция узлов крепления оперения во многом определяется типом и расположением оперения, его КСС, компоновкой и силовой схемой фюзеляжа.

**Крепление шасси в фюзеляже** осуществляется, как правило, к усиленным шпангоутам и (или) к продольным вертикальным балкам (усиленным стенкам) для передачи на них от стоек шасси, силовых цилиндров и подкосов сил и моментов, действующих в плоскости силовых элементов.

### Ключевые слова.

Балочная конструкция, балочно-лонжеронная, балочно-стрингерная, балочно-обшивочная, геодезическая конструкция, ферменная конструкция, обшивка, шпангоут, стрингеры, лонжероны, моментные узлы, шарнирные узлы, подкос...

### Контрольные вопросы,

1. Какие бывают КСС агрегата фюзеляжа?

2. Из каких основных конструктивных элементов состоит конструкция фюзеляжа и как они работают?
3. Где применяются балочные конструкции фюзеляжа?
4. Как крепятся агрегаты крыло, оперение, шасси и двигатели к фюзеляжу?

Литература - 2, 3, 5, 10.

## Лекция №18

### тема: КОНСТРУКТИВНОЕ ОФОРМЛЕНИЕ ВЫРЕЗОВ В ФЮЗЕЛЯЖЕ.

#### План

1. Вырезы в ферменных фюзеляжах.
2. Вырезы в балочных фюзеляжах.
3. Большие и малые вырезы фюзеляжа.
4. Система жизнеобеспечения.

Конструктивное оформление таких вырезов КСС фюзеляжа, размеров вырезов, от того, перерезаются или нет при этом силовые элементы фюзеляжа и можно ли по условиям эксплуатации закрывать вырезы *силовыми крышками*.

Так, например в ферменных фюзеляжах вырезы, не нарушающие целостности фермы, не требуют силового подкрепления, а при нарушении целостности силовых элементов фермы (кроме *поясов фермы*) ослабление конструкции компенсируется установкой дополнительных элементов, обеспечивающих ее прочность и жесткость в районе выреза. Разрезать пояса фермы недопустимо.

В балочных фюзеляжах в зависимости от указанных выше факторов вырезы конструктивно оформляются следующим образом:

*малые вырезы* под небольшие *смотровые лючки, заправочные горловины* и т.п., если при этом не нарушается целостность элементов силового набора, окантовываются (так же, как и в крыле) дополнительными жесткостями в виде рам. Закрываются такие вырезы *легкосъемными крышками* на замках типа задвижек;

небольшие вырезы под люки для технического обслуживания агрегатов, расположенных в фюзеляже, нарушающие целостность его силовых элементов, закрываются силовыми крышками, включаемыми в общую силовую схему фюзеляжа. Крепление таких крышек винтами по всему контуру к элементам силового набора фюзеляжа обеспечивает их совместную с обшивкой работу на сдвиг при восприятии крутящего момента и на растяжение (сжатие) при восприятии изгибающего момента;

*большие вырезы*, например под фонарь экипажа, входные двери, отсеки под стойки шасси, грузовые отсеки и т.п., которые по условиям эксплуатации не могут закрываться силовыми крышками, работающими в общей КСС фюзеляжа, ограничиваются по торцам силовыми стеночными шпангоутами, а по краям - лонжеронами (усиленными стрингерами) или бимсами.

Вырез под *фонарь летчика* на легких маневренных самолетах ограничивается по торцам усиленными шпангоутами, причем оба они (или один из них) используются для восприятия нагрузок  $R_y$  от передней стойки и для образования торцевых стенок ниши для нее и торцевых стенок для образования самой гермокабины, а в продольном направлении - лонжеронами (усиленными стрингерами), образующими подфонарную жесткость. Сверху вырез закрывается фонарем, работающим только на местные нагрузки от избыточного давления  $D_p$  и от аэродинамических сил..

Вырезы под фонарь пассажирских, транспортных и других типов самолетов с экипажами, как правило, более двух человек окантовываются жесткими рамами из лонжеронов и поперечных балок.

Вырезы под *ниши стоек шасси* и грузовые люки, рассмотренные выше, закрываются створками, работающими в основном на местные аэродинамические нагрузки.

**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.

**Герметические кабины.** От избыточного давления обшивка герметизированных отсеков в зависимости от их кривизны нагружается растягивающими или сжимающими распределенными усилиями  $\Delta p R_f$ . Здесь  $R$  – радиус герметизированного отсека;  $f$  – коэффициент безопасности;  $\Delta p$  – избыточное давление в отсеке.

**Герметизация** в гермокабинах подлежат заклепочные и болтовые соединения элементов каркаса с обшивкой, листы обшивки и панели между собой, выводы из кабины тросов и проводов 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.

Для уплотнения открываемых крышек люков и дверей применяют резиновые профили (с их помощью осуществляется герметизация и звукоизоляция кабин), а для фонарей – резиновые надувные шланги, укладываемые в специальные коробки по обводам под фонарь кабины, в том числе и на подфонарной жесткости.

Наибольшие трудности представляет герметизация выводов из кабины тросов и проводов управления самолетом. Здесь для тросов с возвратно-поступательным движением используются гофрированные резиновые шланги.

Качество герметизации кабин оценивается по утечке воздуха при расчетном для кабины перепаде давлений. Утечка воздуха не должна превышать  $2 \dots 10$  кг/ч на  $1 \text{ м}^3$  объема кабины. Причем большие значения относятся к самолетам с меньшим объемом кабин, а меньшие значения – к большим пассажирским и транспортным самолетам.

**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, вследствие чего падает парциальное давление кислорода – на высоте более 2 км начинается кислородное голодание; уменьшается температура воздуха; растет

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.

Ключевые слова.

Вырезы , большие вырезы, малые вырезы, кабина, силовая крышка, смотровое окно, пояс фермы, заправочная горловина, легко съемочная крышка, фонарь летчика, ниши стоек шасси.

Контрольные вопросы.

1. Что относится к большим вырезам?
2. Что относится к малым вырезам?
3. Каким способом обеспечивается жесткость конструкции в местах вырезов фюзеляжа?
4. Что входит к системе жизнеобеспечения?

Литература - 2, 4, 5,8,10.

Лекция №19  
тема: ШАССИ

План

1. Назначение и основные требования.
2. Схемы шасси.
3. Параметры шасси.
4. Нагрузки на шасси работа шасси под нагрузкой.

**Назначение и основные требования**

Шасси представляет собой систему опор, 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. В решении этих задач и состоит основное назначение шасси. Относительная (по отношению к массе самолета) масса шасси  $M_{ш} = 0,04...0,06$ .

**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 самолета должно обеспечивать в

ожидаемых условиях эксплуатации (имеются в виду класс аэродрома, размеры и

состояние ВПП, погодные условия и т.д.):

- устойчивость и управляемость самолета при разбеге, пробеге, рулении, маневрировании и буксировке;

- необходимые значения характеристик устойчивости и управляемости самолета при его движении по аэродрому достигаются во многом выбором схемы и параметров шасси, характеристик амортизационной и тормозной систем;

- амортизацию динамических нагрузок, возникающих при посадке и рулении. Амортизационная система - пневматики колес (если опорные элементы - колеса) и амортизаторы должны быть рассчитаны на поглощение всей нормируемой энергии удара при посадке, чтобы усилия в элементах конструкции самолета не превысили расчетных. Эта энергия должна быть рассеяна амортизацией;

- возможность разворотов самолета на  $180^\circ$  на ВПП аэродромов заданного класса (определенной ширины). Это достигается прежде всего использованием управляемых опорных элементов, эффективностью тормозных устройств, достаточной для энергичного разворота самолета, и использованием тяги двигателей, а также выбором параметров шасси, типа, числа и расположения опорных элементов;

- соответствие опорных элементов назначению, условиям эксплуатации и весовым характеристикам самолета. Это достигается выбором типа и значений параметров опорных элементов. С их помощью должна обеспечиваться возможность изменения в широком диапазоне коэффициента сопротивления движению для осуществления трагивания самолета с места на тяге собственных двигателей, разбега с ускорением при взлете и пробега с замедлением при посадке. Все это в пределах определенной длины ВПП, допустимой нагрузки на ее поверхность и глубины колеи. Значения параметров опорных элементов должны определяться с учетом обеспечения взлета самолета с максимальной для него массой и посадки с максимальной разрешенной массой;

- надежную фиксацию опор и створок шасси в выпущенном и убранном положениях. Должна быть исключена возможность самопроизвольного выпадания шасси в полете и складывания его на земле. Для этого краны уборки и выпуска шасси должны иметь блокировку. Выпуск и уборка шасси должны производиться за возможно меньшее время (не более 10...12 с). Шасси самолета должно иметь возможно меньшие габариты (меньшее лобовое сопротивление), особенно в убранном положении; обеспечивать самолету необходимый посадочный (а для некоторых схем шасси и взлетный) угол; облегчать погрузку и разгрузку грузовых самолетов изменением высоты опор; иметь высокую долговечность (20 000...30 000 посадок) 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.

Таким образом, реализация перечисленных выше требований к шасси при эксплуатации самолета в определенных условиях достигается прежде всего выбором схемы и значений параметров шасси, выбором КСС опор, подбором (расчетом) типа и характеристик опорных элементов, амортизации и тормозных устройств. Схемы шасси требуют повышенной эффективности РВ (ЦПГО) для обеспечения взлета самолета и специальной конструкции самих опор.

### **Схемы шасси.**

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. Трехопорная схема шасси с хвостовой опорой, широко

применявшаяся вплоть до конца 1940-х гг., встречается сейчас только на некоторых типах спортивных и сельскохозяйственных самолетов. Ограничено и применение двухопорной (велосипедной) схемы шасси, в основном она применяется на самолетах вертикального взлета и посадки с единой силовой установкой и на самолетах с большим вырезом в фюзеляже под грузовой отсек. Четырехопорная схема шасси применялась на самолете А.Ф. Можайского и встречалась в проектах других самолетов в конце прошлого столетия.

7.2.2. Трехопорная схема шасси с хвостовой опорой. Две основные опоры самолета находятся впереди ЦМ и близко к нему. Поэтому на основные опоры на стоянке приходится до 90 % веса самолета. Третья хвостовая опора вынесена далеко назад от ЦМ - под хвостовое оперение. На эту опору приходится до 10 % стояночной нагрузки. По своим геометрическим размерам она гораздо меньше основных опор. Все это позволяет получить более короткую, легкую и удобную для уборки хвостовую опору. Однако трехопорная схема шасси с хвостовой опорой имеет ряд недостатков, такие как склонность самолета с такой схемой шасси к капотированию, особенно при посадке на повышенной скорости и др.

### Параметры шасси

Основные геометрические параметры шасси: *продольная база шасси  $b$*  - расстояние между передней (хвостовой) и основными опорами шасси; *ширина колеи шасси  $B$*  - расстояние между основными опорами. Эти расстояния измеряются между центрами контактных площадок с поверхностью аэродрома колес передней (хвостовой) и основных опор - точками приложения равнодействующих нагрузок на эти опоры. К геометрическим параметрам относятся также *высота шасси* - расстояние от ЦМ самолета до поверхности аэродрома, *вынос основных опор и передней (хвостовой) опоры относительно ЦМ самолета* - расстояния от проекции ЦМ до равнодействующих нагрузок на основные и переднюю (хвостовую) опоры. Кроме того, это *посадочный угол* - угол между продольной осью фюзеляжа при стоянке самолета и касательной к основным опорам (в точке касания колес) и к предохранительной опоре на фюзеляже. Этот угол называется еще углом опрокидывания, так как он связан с условиями опрокидывания самолета на "хвост". И, наконец, *стояночный угол* (рад), (угол между осью фюзеляжа при стоянке самолета и поверхностью аэродрома), *угол выноса* относительно ЦМ самолета основных опор в продольном и в поперечном направлениях. Значения параметров шасси во многом определяют характеристики устойчивости и управляемости самолета, его взлетно-посадочные и весовые характеристики, т.е. не только весовые характеристики самого шасси, но и массу тех агрегатов, к которым крепится шасси.

### Нагрузки на шасси и работа шасси под нагрузкой.

Внешние нагрузки на шасси в виде реакций поверхности аэродрома на основные Росн

и на переднюю  $R_{пер}$  опоры лобовых  $R_x$  и боковых  $R_z$  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. Однако, конечно, основными (расчетными) нагрузками, с учетом которых определяется прочность не только самих элементов конструкции шасси, но и тех элементов, к

которым шасси крепятся, являются динамические нагрузки. Их величина и направление определяются в основном условиями и характером посадки (имеется в виду грубая посадка одновременно на три опоры - вертикальный удар или на две основные опоры, посадка со сносом или без сноса, состояние поверхности аэродрома, наезд на неровности и лобовой удар из-за этого и др.), а также ВПХ самолета, КСС опор и типом опорных элементов характеристиками амортизационной системы и т.д. Для таких элементов конструкции шасси, как, например, механизмы уборки и выпуска с замками убранного и выпущенного положений для створок и щитков, закрывающих ниши шасси. расчетными могут оказаться аэродинамические и массовые (инерционные) силы.

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  $Z$ . 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 Еш. Расчетная величина нагрузки на основную опору в этом случае

$$P_{\text{осн Е}} = Z_k P_{\text{к.ст}}^{\text{пос}} n_E^3 f,$$

, где  $Z_k$  - число колес на опоре;

$P_{\text{к.ст}}$  - стояночная нагрузка на колесо при посадочной массе самолета;

$n_E$  - эксплуатационная перегрузка в случае Еш;

$f$  - коэффициент безопасности для случая Еш, задаваемый Нормами прочности.

Величина  $n_E$  определяется при расчете амортизации из условия поглощения нормируемой эксплуатационной работы. По Нормам прочности значение  $n_E$  находится в пределах 2,5...3,5.

### **Элементы конструкции опор самолета и их назначение.**

*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 споршнем и цилиндра;

*цилиндр подъемник 7* для уборки и выпуска шасси;

*замки* для фиксации стоек шасси в убранном и выпущенном положениях.

### **Конструкция основных опор.**

Основная опора состоит из амортизатора, тележки с колесами, траверсы, переднего раскоса и бокового складывающегося подкоса.

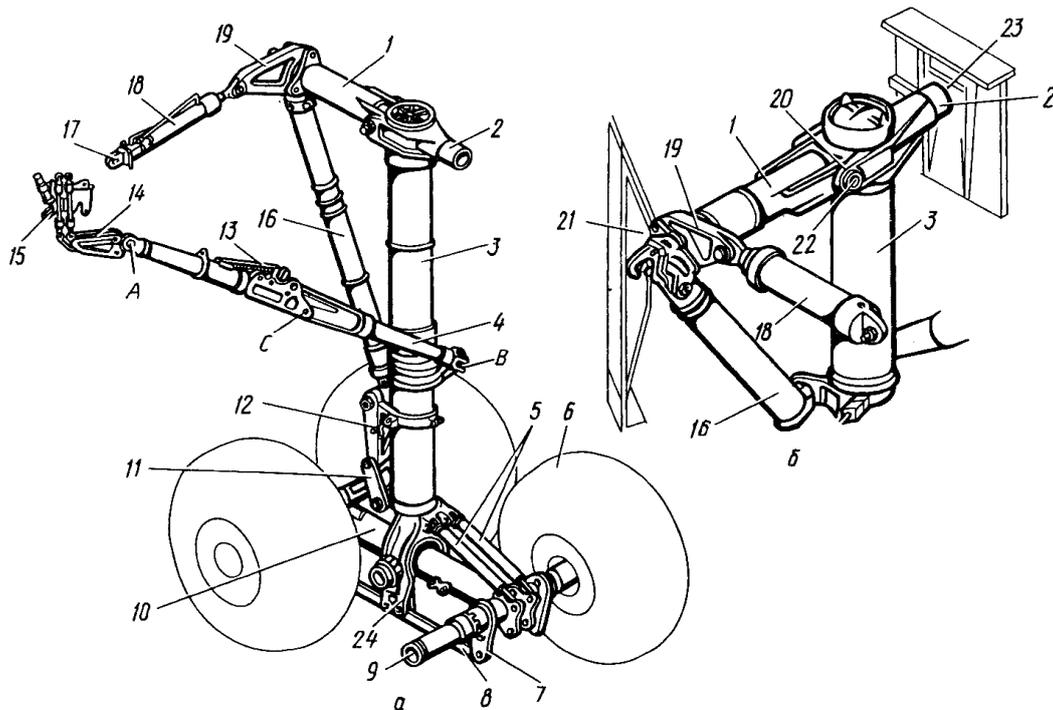


Рис. 19.1. Конструкция основной опоры с тележкой, траверсы и узлов ее крепления.

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).

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, ВПП – взлетно-посадочная полоса.

Контрольные вопросы.

1. Для чего предназначен 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?

Литература – 2,5,7,10.

3.

## Лекция №20

### **тема: КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫЕ СХЕМЫ ШАССИ И УЗЛОВ ПОДВЕСКИ НОГ ШАССИ И ИХ АНАЛИЗ. ОСНОВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ ОПОР ШАССИ.**

План.

1. Конструктивно-силовая схема шасси.
2. Крепление опорных элементов.
3. Особенности конструкции передних опор.
4. Опорные элементы.
5. Конструкция колеса.

#### **Конструктивно-силовая схема шасси.**

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.

Невозможность уборки таких опор в полете ограничивает их применение легкими самолётами с небольшой скоростью полёта.

*Балочные шасси.* В такой КСС 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.

*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. Для легких маневренных самолетов наиболее распространенной КСС стоек шасси для основных и передних опор является балочная - балка с подкосом. В качестве подкоса в этих КСС часто используют цилиндр - подъёмник.

Удачный выбор в этой конструкции точки подвески стойки у стыка лонжерона и подкосной балки, а также выбор длины стойки с колесом обеспечивают получение приемлемых значений параметров шасси при хорошем согласовании силовых схем крыла и фюзеляжа и обеспечении необходимых объемов для уборки шасси.

#### **Схемы крепление опорных элементов стойкам шасси и их анализ.**

Стойки 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. 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.

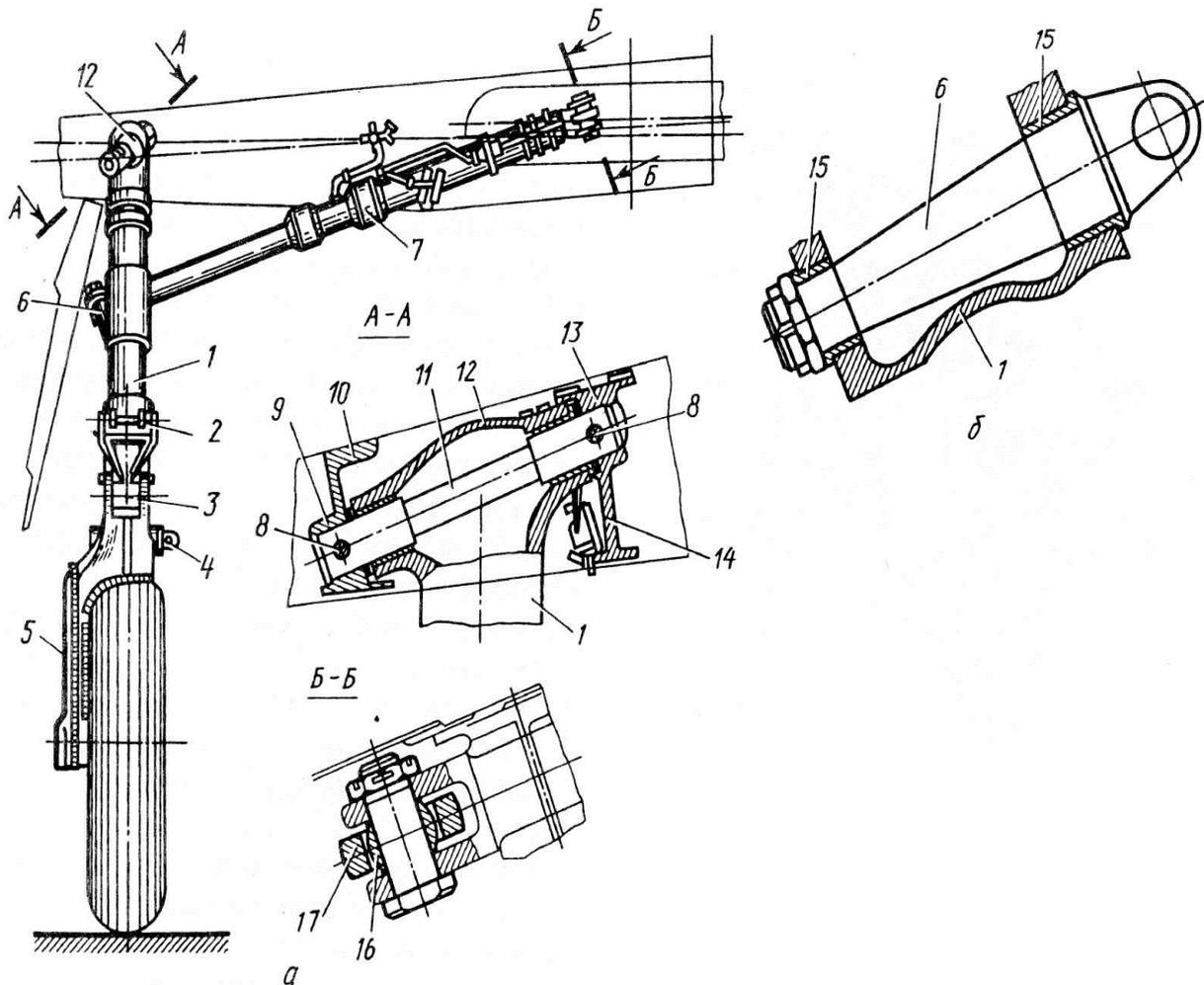


Рис. 20.1 Конструкции основной опоры с цилиндром-подъемником, выполняющим функции подкоса, и узлами крепления стойки.

*Рычажные стойки.* На рычажных стойках опорные элементы закрепляют на рычаге, и нагрузку от колеса передают на стойку через рычаг, связанный одним концом шарнирно либо с нижним концом стойки, либо с клыком на стойке, либо промежуточное звено на стойке. Второй точкой крепления рычага с колесом к стойке является шарнирные узлы крепления.

В стойках с выносным амортизатором последний подвешен шарнирно верхним концом к проушине на стойке, а нижним — рычагу и поэтому воспринимает только осевые силы вдоль своей оси. Такой амортизатор разгружен от изгиба.

Основными параметрами рычажной стойки является *начальный угол наклона*

рычага  $\alpha_0$  и передаточный коэффициент  $\varphi$ , определяющийся отношением силы  $P_{ам}$ , действующей в амортизаторе, к силе  $P_к$ , действующей на колесо.

$$\alpha_0 = 40...45^{\circ}, \varphi = 2...3. \varphi = P_{ам} / P_к.$$

Стойки с внутренним амортизатором. В таких стойках давление зарядки меньше, а размеры амортизаторов больше, чем в стойках с выносными амортизаторами, но они более компактны и их часто применяют для передних опор, т.к. в таких конструктивных схемах стоек сравнительно не сложно осуществлять управление передними колесами при развороте самолета и гашение колебаний типа «шимми».

### Особенности конструкции передних опор.

Передняя опора может быть в *трехопорной, двухопорной и многоопорной* схеме шасси самолета. Особенности конструкции передних опор в этих схемах шасси связаны с особенностями распределения нагрузок между опорами в процессе взлета и посадки самолёта и при его передвижении по аэродрому.

Особенности конструкции передних опор определяется еще и тем, что колеса этих опор должны быть свободно ориентирующимися для обеспечения путевой устойчивости самолета и управляемыми - для обеспечения разворота самолета. Это приводит к тому, что для обеспечения устойчивости движения самолета по аэродрому ось колес должна быть смещена назад по отношению к оси стойки.

Особенностью конструкции передней опоры является также наличие кулачкового механизма в амортизаторной стойке для установки колес передней опоры в нейтральное положение после отрыва колес от поверхности аэродрома при взлете.

У транспортных самолетов с большой грузоподъемностью для удобства погрузки через передний и задний грузовые люки стойки шасси делают укорачивающимися.

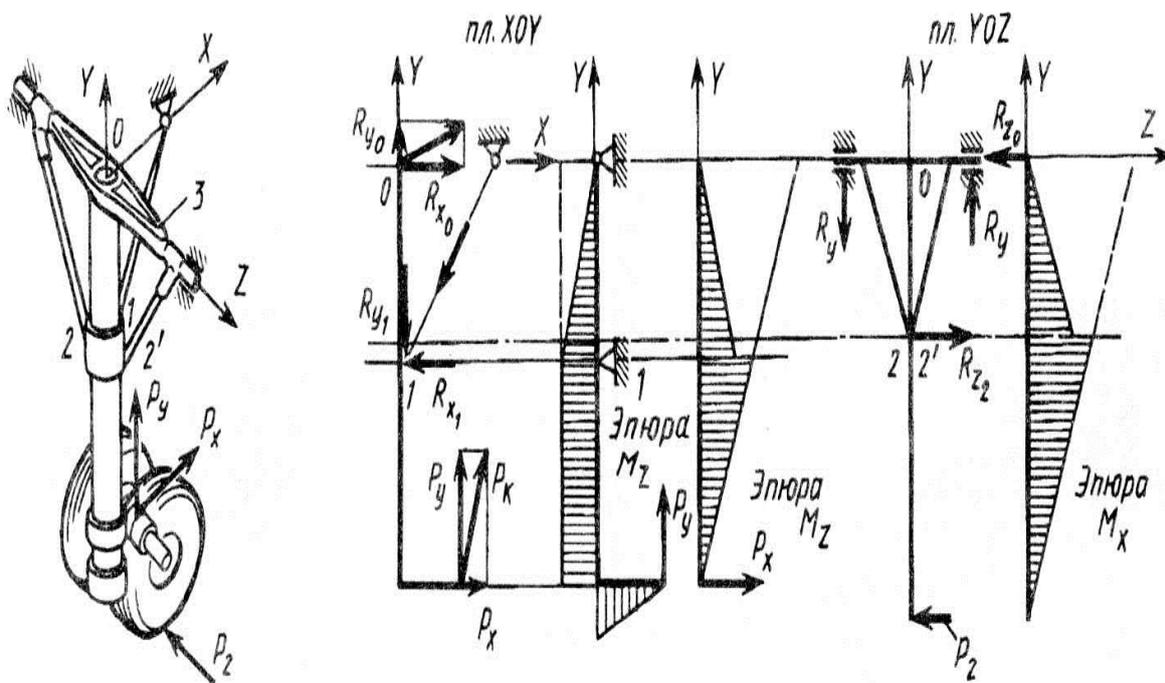


Рис. 20.1 Конструкция и нагружение передней опоры ферменно-балочной КСС.

### Опорные элементы.

Для повышения проходимости самолетов на ГВПИ 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.

### **Конструкция колеса.**

Колеса состоит из трех основных элементов: пневматика, барабана на оси и тормоза. Относительная масса колеса  $m=0,02$ .

*Пневматик* большинства колес состоит из покрышки и камеры. Они 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.

### Ключевые слова.

Ферменное шасси, балочные шасси, ферменно-балочное шасси, телескопические стойки, рычажные стойки, начальный угол наклона рычага  $\alpha_0$  и передаточный коэффициент  $\varphi$ , колебаний типа «шимми».

трехопорная, двухопорная и многоопорная схема, лыжи, гусеничное лодки, поплавки, гидролыжи, шасси на воздушной подушке, пневматик.

### Контрольные вопросы.

1. Что называется ферменной конструкцией шасси?
2. Что называется балочной конструкцией шасси?
3. Какие бывают опорные элементы шасси?
4. В чем особенность конструкции передних опор?
5. Что знаете по конструкции авиационных колес?

Литература – 2,3,5,10.

21-майруза.

мавзу: ШАССИ АМОРТИЗАЦИЯСИ.

Режа

1. Шасси амортизациясининг вазифаси.
2. Амортизаторларга <sup>3</sup>йиладиган талаблар.
3. Сую<sup>3</sup>ликли-газли амортизаторларнинг конструкцияси.
4. Амортизаторларнинг турлари.

### Шасси амортизациясининг вазифаси.

Шасси амортизациясининг вазифаси – самолётнинг <sup>3</sup>нишида ва аэродром б<sup>3</sup>йлаб маракатланишида зарбий энергияни ютиш ва тар<sup>3</sup>атишдир. <sup>3</sup>нишда самолёт массаси  $M_{3H}$  ва вертикал тезлик  $V_y$  ор<sup>3</sup>али ани<sup>3</sup>ланадиган зарбий кинетик энергия  $A_{кин}$  деформация энергияси  $A_{деф}$  га <sup>3</sup>тади.

$$A_{кин} = M_{3H} V^2 / 2 \quad (21.1)$$

Самолетлар учун -  $V=3,0...4,5$  м/с.  $A_{деф}$  нинг <sup>3</sup>иймати таянч элементларига У<sup>3</sup>Ч томонидан таъсир <sup>3</sup>илувчи кучларнинг ишлари  $\Sigma P_k$  билан ани<sup>3</sup>ланади. Бунда самолёт ерга теккандан с<sup>3</sup>нг унинг массалари маркази (ММ)  $H_{ММ}$  масофага <sup>3</sup>згалади (пастга силжийди).

$$A_{деф} = P H_{ММ} \quad (21.2)$$

Бу ерда  $P$  – барча кучлар йи<sup>2</sup>индисининг <sup>3</sup>ртача <sup>3</sup>иймати, 21.2-формулани <sup>3</sup>уйидагича давом эттириш мумкин:

$$P H_{ММ} = m_{3H} V^2 / 2 \quad (21.3)$$

Самолёт <sup>3</sup>наётганда ММ <sup>3</sup>анчалик к<sup>3</sup>про<sup>3</sup> пастга силжиса ва бунда шассига таъсир <sup>3</sup>иладиган орти<sup>3</sup>ча юкланиш  $n_{ш} = (\Sigma P_k)_{max} / \Sigma P_{к/ст}$  (бу ерда  $(\Sigma P_k)_{max}$  - <sup>3</sup>ниш пайтида шассига таъсири <sup>3</sup>иладиган кучлар йи<sup>2</sup>индисининг максимал <sup>3</sup>иймати;  $\Sigma P_{к/ст}$  - самолёт бир жойда т<sup>3</sup>хтаб турганда шассига

таъсир <sup>3</sup>иладиган кучлар йи<sup>2</sup>ндиси) камро<sup>3</sup> бўлса, шасси тиргакларини маҳкамлаш тугунларига ва самолёт планери конструкциясига таъсир <sup>3</sup>иладиган юкланишнинг <sup>3</sup>иймати шунчалик кичик бўлади.

ММ нинг пасайиши планер конструкцияси ва ернинг деформацияси туфайли содир бўлиши мумкин. Аммо планернинг деформацияси унчалик катта бўлмайди, ернинг мумкин бўлган деформацияси **5...8 см** дан ошмаслиги керак. Шунинг учун  $H_{ММ}$ нинг <sup>3</sup>ийматини ошириш ва  $(\sum P_k)_{max}$ ни эса камайтириш учун шасси конструкцияси таркибига эгилувчан элементларни киритилади – масалан, пневматиклар ва амортизаторлар (фа<sup>3</sup>ат <sup>2</sup>илдираклиларда), бош<sup>3</sup>а типдаги таянчларда фа<sup>3</sup>ат амортизаторлар ишлатилади. Агар <sup>3</sup>нишда уч таянчли шассилар асосий таянчи пневматикасининг си<sup>3</sup>илишини  $\delta_{пн}$  билан, амортизаторларникини эса  $\delta_{ам}$  десак, телескопик тиргаклар учун  $H_{ММ} = \delta_{пн} + \delta_{ам}$  тенглик ўринли бўлади. Филдираклари ричагли тут<sup>3</sup>ичли бўлган тиргаклар учун  $H_{ММ} = \delta_{пн} + h_{верт.к}$ ; бунда  $h_{верт.к}$  - <sup>2</sup>илдиракларнинг вертикал <sup>3</sup>ўзалиши; филдикли шассилар учун энгил маневрли самолётларда -  $H_{ММ} = 250...400$  мм; о<sup>2</sup>ир маневрсиз самолётларда -  $H_{ММ} = 600...700$  мм.

$H_{ММ}$  нинг катта <sup>3</sup>ийматлари о<sup>2</sup>ир самолётларда  $\sum P_k = f(H)$  бо<sup>2</sup>ланишга кўра  $\sum P_k$  ва  $n_{ш}$  ларнинг <sup>3</sup>ийматларини камайтириш имконини беради. Шасси тиргаклари унча баланд бўлмаган самолётларда  $h_{верт.к}$  нинг <sup>3</sup>иймати катта бўлган ричагли тут<sup>3</sup>ичли <sup>2</sup>илдиракларни <sup>3</sup>ўллаш, кўп<sup>2</sup>илдиракли таянчларда амортизаторлар сонини ва таянчдаги тиргаклар сонини кўпайтириш <sup>3</sup>атор молларда планернинг конструкциясини нисбатан энгиллашувига олиб келади. конструкциясини олива илан Применение рычажной подвески Лекин  $H_{ММ}$ нинг ошиши таянчлар таш<sup>3</sup>и чегаравий ўлчамларининг ва массаларининг ортишига сабаб бўлади. Унча катта бўлмаган маневрли самолётлар учун шассини ихчамро<sup>3</sup> йи<sup>2</sup>иштириладиган

Эксплуатация  $H_{MM}$  шин катта эйматига эришиш эийин б'лади. Шунинг учун уларда ортича юкланиш даражаси анча катта б'либ, амортизациялаш эаттироэ б'лади. Но для этого типа самолетов сам планер рассчитывается на большие перегрузки в полете, и потому его агрегаты без дополнительных затрат массы способны воспринимать повышенные нагрузки от шасси.

График зависимости  $SP_k = f(H)$  называют диаграммой работы амортизации шасси самолета. Площадь между кривой  $SP_k = f(H)$  и осью абсцисс определяет работу, воспринимаемую амортизацией. Коэффициенты полноты диаграмм во многом определяются характером изменения жесткости амортизационных систем по  $H$ . Пневматики почти всю энергию, воспринимаемую ими, возвращают самолету, что вызвало бы его колебания. Но амортизаторы, входящие в амортизационную систему шасси, не только воспринимают энергию ударов, но и значительную ее часть превращают в тепло и рассеивают в атмосферу. Это приводит к быстрым затуханиям колебаний самолета при посадке. Пневматики воспринимают до 15...20 % кинетической энергии самолета на посадке, остальные 80...85 % - амортизаторы, поэтому амортизационные свойства шасси определяются в основном характеристиками амортизаторов).

Для амортизационной системы шасси устанавливаются эксплуатационные значения  $V_y$  по нормам прочности и максимальное значение массы самолета  $M_{пос}$ , с которой можно производить посадку, т.е. тем самым задается значение эксплуатационной нормируемой работы, которая должна быть поглощена амортизацией шасси при нагрузках на агрегаты планера, не превышающих эксплуатационного значения  $SP_k$ .

Максимальная доля этой энергии, приходящейся на амортизатор основной опоры трехопорного шасси,  $A_{ам} = 0,5A_n$ . Приходящаяся на амортизатор передней опоры максимальная доля энергии  $A_p$  может достигать значений  $0,2A_n$ .

**Требования к амортизаторам.** Основным требованием к амортизаторам каждой из опор шасси является поглощение и рассеивание приходящейся на их долю нормированной энергии при посадке самолета 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  $A_{ам}$ ;

- усилия в амортизаторе  $P_{ам}$  должны нарастать плавно, достигая максимума  $P_{ам}$  в конце его обжатия. При этом плавно изменяется и жесткость амортизатора. Для предотвращения при обжатии амортизатора нагрузок больше эксплуатационных ( $P_{ам} > P_{ам}$ ) в его конструкции должны быть устройства, "срезающие" пики нагрузок, например, противоперегрузочные устройства; сам амортизатор может быть двухкамерным;

- амортизатор должен быть многоразовым. Время прямого и обратного ходов не должно превышать 1 с, а рассеивание поглощенной энергии при этом должно быть таким, чтобы амортизатор был готов к восприятию следующих ударов и при этом не было бы возрастания колебаний самолета. Характеристики амортизатора должны как можно меньше зависеть от условий внешней среды;

- амортизатор должен иметь хорошие эксплуатационные характеристики и не требовать больших трудозатрат на обслуживание.

В зависимости от применяемого в амортизаторах рабочего тела они могут быть жидкостно-газовыми, жидкостными, пружинно-фрикционными, резиновыми (пластинчатыми или шнуровыми) и др. Наибольшее распространение в шасси современных самолетов получили жидкостно-газовые амортизаторы как наиболее полно отвечающие перечисленным выше требованиям к амортизаторам.

**Конструкция и работа жидкостно-газового амортизатора.** 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.

Рассмотрим конструкцию жидкостно-газового амортизатора основной опоры самолета.

Амортизатор состоит из стакана-цилиндра и штока, опирающегося в цилиндре на две буксы для передачи на цилиндр перерезывающих сил и изгибающих моментов. Одна из букс неподвижно закреплена в нижней части цилиндра, а верхняя - подвижная, связанная со штоком гайкой, играет роль поршня. В поршне сделаны отверстия большого диаметра. Вовнутрь штока входит плунжер 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. Сверху стакан цилиндра закрыт верхним доньшком, закрепленным в стакане гайкой. В доньшко 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, а снизу - верхним уровнем жидкости. Важным элементом в амортизаторе является плавающий клапан торможения жидкости на обратном ходе с несколькими калиброванными отверстиями маленького диаметра. Снизу он упирается в упор на штоке, в верхнем положении - прижимается к поршню, перекрывая большую часть его отверстий, и создавая тем самым большие гидравлические сопротивления при перетекании жидкостей из одной полости в другую.

**Другие виды амортизаторов.** Кроме описанных выше жидкостно-газовых амортизаторов в конструкции опор могут применяться резиновые,

пружинные (фрикционные) или жидкостные амортизаторы и их некоторые комбинации.

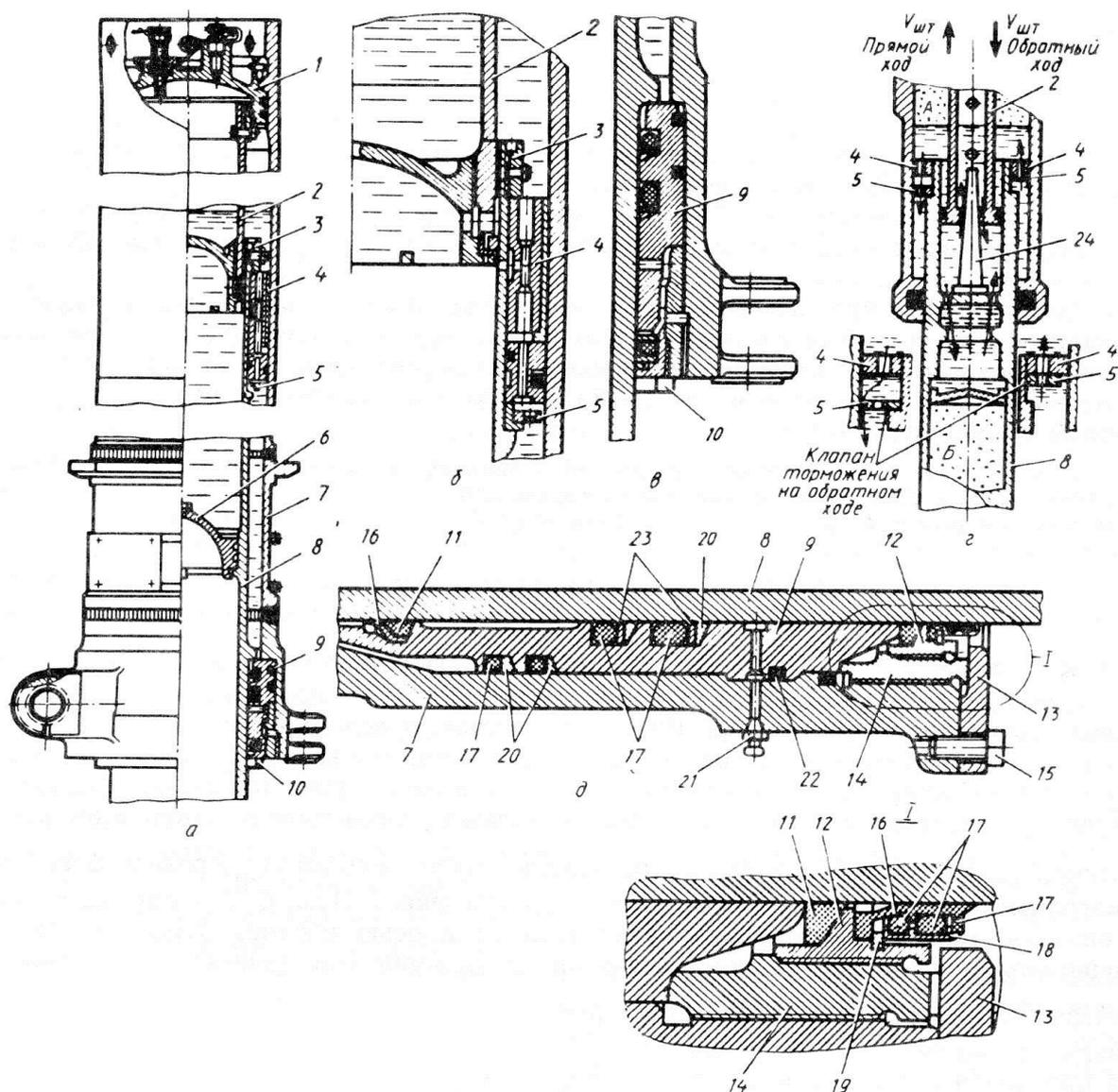


Рис. 21. 1 Конструкция типового однокамерного амортизатора. Схема работы двухкамерного амортизатора.

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 %/о. 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.

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...

Контрольные вопросы.

1. Для чего предназначен амортизатор самолета?
2. Из каких основных элементов состоит амортизатор?
3. Какие виды амортизаторы бывают?
4. Объясните работу жидкостно-газового амортизатора?

Литература – 3, 5,7,10.

## Лекция № 22

### **тема: СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ, ЭЛЕМЕНТЫ СУ. НАЗНАЧЕНИЕ И СХЕМЫ ВКЛЮЧЕНИЯ В СУ УСИЛИТЕЛЕЙ, ВИДЫ УСИЛИТЕЛЕЙ. АВТОМАТИКА В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ.**

#### План

1. Виды и назначение систем управления.
2. Требования к системе управления..
3. Органы управления и командные посты управления.
4. Элементы су, назначение и схемы включения в су усилителей, виды усилителей автоматика в системе управления.

#### **Виды и назначение систем управления.**

Системы управления самолетом можно подразделить на:

- основную систему управления, предназначенную, главным образом, для изменения траекторий движения самолета, его балансировки и стабилизации на задаваемых режимах полета;
- дополнительные системы управления, предназначенные для управления двигателями, шасси, закрылками, тормозными щитками, воздухозаборниками, реактивным соплом и др.

Эти системы управления рассматриваются в специальных курсах при изучении силовых установок и энергетических систем самолета как источников энергии для выпуска и уборки шасси, закрылков и др. Поэтому ниже для упрощения изложения термин "Система управления самолетом" будем относить только к основной системе управления.

Система управления современным самолетом представляет собой совокупность электронно-вычислительных, электрических, гидравлических и механических устройств, обеспечивающих решение следующих задач:

- пилотирования самолета (изменение траекторий полета) летчиком в неавтоматическом и полуавтоматическом режимах;
- автоматического управления самолетом на режимах и этапах полета, предусмотренных ТТТ;
- создания достаточной мощности для отклонения органов управления;
- реализации на самолете необходимых (заданных) характеристик устойчивости и управляемости самолета;
- стабилизации установленных режимов полета;
- повышения безопасности полета путем своевременного оповещения экипажа о подходе к опасным (по скорости, высоте, перегрузкам, углам атаки, скольжения и крена и другим параметрам) режимам полета и выдачи команд на отклонение органов управления, препятствующих выходу на эти режимы.

Для изменения траектории движения самолета в полете нужно изменять действующие на него силы и моменты. Процесс изменения действующих на самолет сил и моментов, создаваемых отклонением в полете органов управления, называется процессом управления. В зависимости от степени участия в процессе управления человека системы управления могут быть неавтоматическими,

полуавтоматическими, автоматическими и комбинированными. Непосредственное управление самолетом летчиком в неавтоматическом режиме целесообразно только на самолетах с небольшой дозвуковой скоростью полета. Во всех других случаях наличие летчика (штурмана) на борту самолета позволяет более эффективно использовать самолет в быстро меняющейся, не поддающейся прогнозам воздушной обстановке, когда автоматическое управление самолетом, с одной стороны, позволяет экипажу больше внимания уделять складывающимся условиям полета, а с другой стороны, экипаж может вовремя заметить и устранить неисправности в автоматике системы управления и отклонения от нормального режима полета. Все это позволяет повысить безопасность полета.

**Требования к системе управления.** Система управления должна обеспечивать в определенных пределах значения характеристик управляемости и устойчивости самолета в зависимости от его типа, весовой категории и диапазона скоростей с тем, чтобы самолет мог выполнять в заданных условиях эксплуатации все задачи, предусмотренные его назначением. Это основное требование (конкретизируемое в специальных нормирующих документах) должно выполняться при соблюдении общих ко всем частям и агрегатам самолета требований минимума массы системы, высокой надежности и безопасности полета, живучести, удобств осмотра, эксплуатации и ремонта. Специфические для системы управления требования:

- углы отклонения органов управления должны обеспечивать с некоторым запасом возможность полета на всех требуемых полетных и взлетно-посадочных режимах (РВ вверх  $20...35^\circ$ , вниз  $15...20^\circ$ , РН  $20...30^\circ$  в обе стороны, элероны вверх  $15...30^\circ$ , вниз  $10...20^\circ$ , большие значения углов относятся к маневренным самолетам, меньшие - к неманевренным). Крайние положения органов управления должны ограничиваться упорами, выдерживающими расчетные нагрузки;

- деформация фюзеляжа, крыльев, оперения и проводки механического управления не должна приводить к снижению максимально возможных углов отклонения органов управления и их эффективности или вызывать хотя бы кратковременное заклинивание системы управления;

- величина максимальных кратковременных усилий на РУ, потребных для пилотирования самолета, зависит от типа и массы самолета и не должна превышать  $500...600$  Н в продольном управлении,  $300...350$  Н - в поперечном управлении,  $900...1050$  Н - в путевом управлении. Усилия на РУ должны нарастать плавно и быть направлены в сторону, противоположную движению РУ. На продолжительных режимах полета должна обеспечиваться балансировка самолета не только по моментам, но и по усилиям на РУ;

- система управления должна работать плавно, без заеданий, автоколебаний и опасных вибраций, угрожающих прочности и (или) затрудняющих пилотирование. В проводке системы управления не должно быть люфтов;

- размещение механизмов тяг, тросов и других деталей системы управления должно исключать возможность соприкосновения их с другими деталями, трения подвижных частей системы управления об элементы конструкции самолета, повреждения или заклинивания в процессе эксплуатации (грузами, пассажирами и т.д.). Силы трения в проводке управления, передающиеся

на РУ, также зависят от типа и массы самолета и не должны превышать 30..70Н. При больших значениях этих сил в системе управления надо предусматривать компенсаторы сил трения, снимающие эту нагрузку с РУ;

- должны быть предусмотрены меры, исключая возможность рассоединения элементов проводки механического управления, обесточивание или снижение давления в энергетических частях системы;

- должно быть предусмотрено резервирование и дублирование основных жизненно важных элементов системы управления для повышения ее надежности;

- для обеспечения высокой безопасности полетов необходимо, чтобы система управления включала устройства, не допускающие выхода самолета на опасные режимы полета и своевременно сигнализирующие о приближении таких режимов;

- должно быть исключено попадание в систему управления посторонних предметов;

- должна быть обеспечена независимость действий органов управления по крену и тангажу при отклонении ручки или штурвала.

В систему управления современными самолетами независимо от степени ее сложности и насыщенности автоматикой и приводами в качестве основных и обязательных элементов входят органы управления, расположенные на крыле и оперении, командные посты управления с рычагами управления, находящиеся в кабине экипажа, и проводка управления, соединяющая рычаги управления и другие элементы системы управления с органами управления.

### **Органы управления .**

Устройства, посредством которых в процессе управления самолетом создаются необходимые для этого силы и моменты, называются органами управления. Их отклонение вызывает нарушение равновесия аэродинамических сил и моментов, в результате чего возникает вращение самолета с угловыми скоростями  $w(x,y,z)$  относительно связанной системы осей  $OXYZ$  и изменение траектории движения, или, наоборот, балансировку (стабилизацию) самолета на заданных режимах полета. Таким образом, отклонение органов управления обеспечивает:

- поперечную относительно оси  $OX$  управляемость (элероны, флайпероны, элевоны, интерцепторы, дифференциально отклоняемые половины ЦПГО);

- продольную относительно  $OZ$  управляемость (РВ, элевоны и др.);

- путевую относительно оси  $OY$  управляемость (РН, ЦПГО).

На многих современных самолетах, особенно на легких маневренных, для создания вертикальных и боковых управляющих сил, изменяющих траекторию полета самолета при непосредственном управлении подъемной и боковыми силами, могут быть использованы в качестве органов управления закрылки и РВ (ЦПГО), синхронно отклоняемые на обеих консолях крыла интерцепторы, поворотное переднее ГО, адаптивное крыло, специальные дополнительные вертикальные поверхности и др.

### **Командные посты управления**

Командные посты управления состоят из рычагов управления и элементов их крепления в кабине экипажа. Рычаги управления - это устройства, посредством

которых (при отклонении которых) летчик вводит в систему управления управляющие сигналы и осуществляет их дозировку.

**Командные посты ручного управления.** Ручка управления служит для управления рулем высоты (ЦПГО) и элеронами (интерцепторами) в основном маневренных самолетов и представляет собой рычаг, имеющий две степени свободы. Шарнирное крепление нижней части ручки на оси или к оси и шарнирное крепление самих этих осей к полу кабины позволяют отклонять ручку: "на себя" до 400 мм и "от себя" до 180 мм при управлении рулем высоты (ЦПГО) и "вправо-влево" до 200 мм при управлении элеронами.

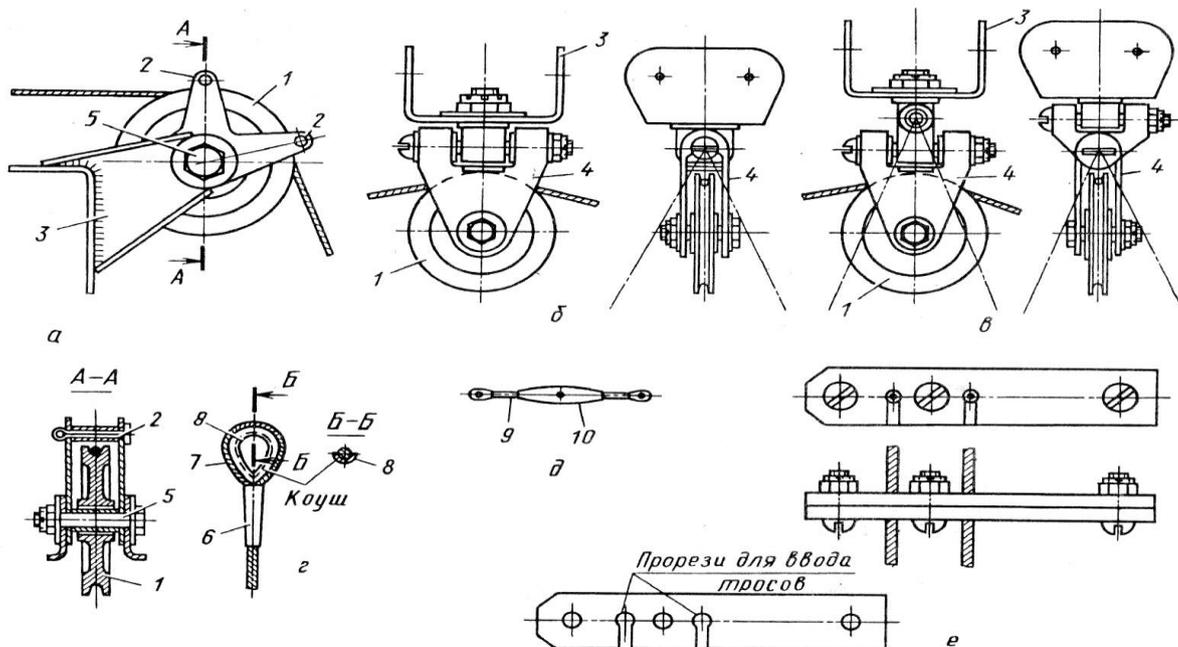


Рис. 22. 2. Элементы тросовой проводки управления.

Независимость управления в продольном и поперечном каналах в любой из кинематических схем установки ручки достигается выполнением определенных условий.

Штурвальное управление - колонки управления, служат для управления РВ неманевренных самолетов отклонением колонки управления "от себя" и "на себя" и элеронами - поворотом штурвала "влево-вправо". Штурвал расположен в кабине выше колен летчика и не требует при управлении самолетом такого большого пространства между ногами летчика, как ручка управления. Все это позволяет при штурвальном управлении уменьшить расстояние между педалями ножного управления и упростить компоновку кабины экипажа.

Рассмотрим достаточно типичное штурвальное управление самолета Ту-134. Колонка управления состоит из штурвала, литой головки, дюралевой трубы, литого колена и секторной качалки. В головке на шарикоподшипниках установлена свободно вращающаяся стальная ось. На ее конце на

шпонках закреплен штурвал управления элеронами. От перемещения вдоль оси он зафиксирован с двух сторон гайками, накрученными на наружную резьбу оси. На этой же оси на шпонках закреплена звездочка, через которую перекинута зубчатая цепь. К вильчатым наконечникам цепи присоединены тросы, спускающиеся внутри трубы колонки в колено, где они закрепляются на секторной качалке.

**Командные посты ножного управления** представляют собой различные механизмы, используемые для установки педалей управления РН. Различают педали, устанавливаемые на рычажно-параллелограммном механизме, качающиеся педали с верхней и нижней осями вращения, скользящие педали. Рычажно-параллелограммный механизм состоит из трубчатого рычага и тяги, закрепленных посередине на вертикальной оси в кронштейне крепления механизма педалей к полу кабины. На нижнем конце оси находится рычаг управления РН. Каретки педалей с педалями и замками регулировки педалей по росту летчика, установленные на болтах на концах рычага и тяги, образуют вместе с ними параллелограммный механизм. Это обеспечивает поступательное движение педалей (без их разворота) при управлении РН.

**Посты ножного управления с качающимися педалями с верхней и нижней осями.** Пост с верхней осью вращения механизма педалей со смонтированными на оси подвесками педалей устанавливается на литых опорах пульта, закрепленных на полу кабины. Подвеска педалей состоит из двух штампованных дюралевых поводков, соединенных в верхней части осью, а в нижней части - трубой с шарнирно установленной на ней литой педалью. Подвески с педалями свободно вращаются вокруг оси на подшипниках в поводках. Внутри нижней трубы смонтирован стопорный механизм с рукояткой, соединяющий подвеску с одним из шести отверстий в секторной качалке. Это обеспечивает регулировку педалей под рост летчика и преобразование отклонений педалей в поворот вертикального рычага трехплечей качалки управления РН.

**Посты ножного управления со скользящими педалями** требуют специальной платформы с направляющими трубками для перемещения по ним кареток с подножками педалей. Движение кареток должно синхронизироваться тросами. Тросы через сектор должны быть связаны с тягой управления РН или использоваться в качестве проводки управления к РН. Получается сложное громоздкое трудно компоновемое в кабине устройство. Поэтому посты ножного управления со скользящими педалями использовались крайне редко.

### **Элементы су, назначение и схемы включения в су усилителей, виды усилителей. автоматика в системе управления.**

Источником энергии для отключения органа управления в этой системе оставалась мускульная сила летчика или усилие рулевых машин (РМ) автомата. Управление РВ осуществляется от штурвальной колонки с помощью тросовой проводки, проложенной на роликах по обоим бортам фюзеляжа до \_\_\_\_\_ и тяг к РВ. В хвостовой части фюзеляжа слева на борту расположена РМ автомата (АП) соединенная тросами с проводкой управления РВ. Управление элеронами осуществляется от штурвала. Управление РН ----«---- от педалей, которые через вал под кабины летчика соединялись тросами в направляющих роликах по правому борту фюзеляжа с качалкой и тягой к РН в хвостовой части фюзеляжа. Триммеры РН и элеронов отключаются с помощью электромеханизма с электродистанционным

управлением . Автомат обеспечивает стабилизацию самолета на задаваемых летчиком режимах полета и используется при бомбометании.

### Гидравлические усилители в СУ

Управлять вручную только за счет мускульной силы с увеличением Мш становилось все труднее и наконец, стало практически невозможным. Внедрение ГУ в СУ способствовала необходимости улучшения характеристики устойчивости и управляемости самолетов автоматизация СУ в этих целях также не требовалось использования гидравлических или электромеханических усилителей мощности.

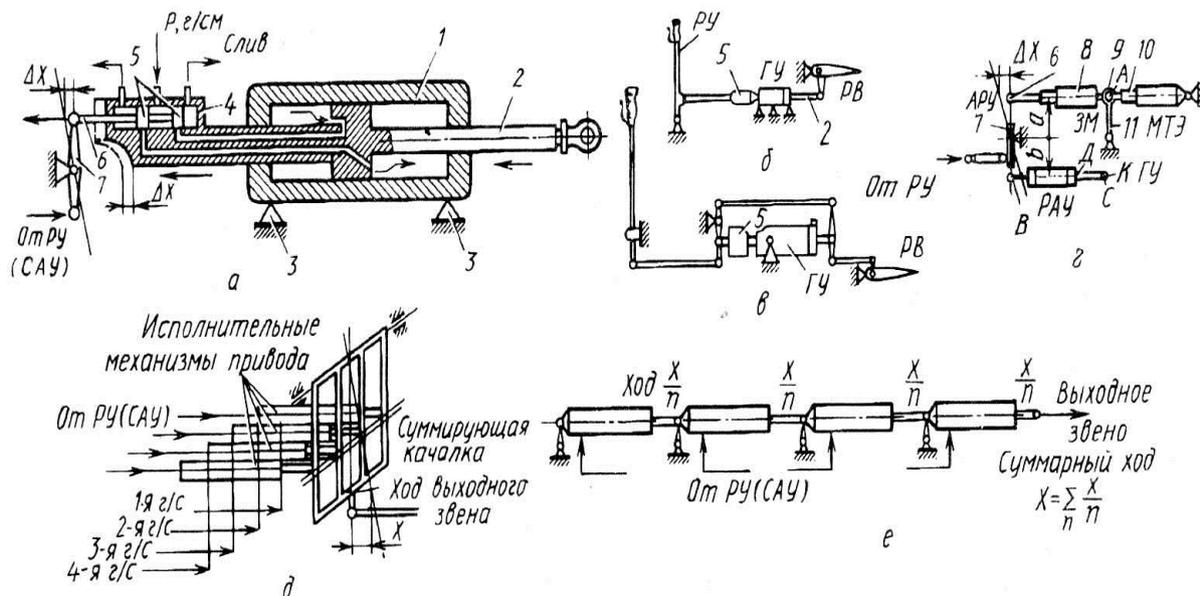


Рис. 22.3. Принципиальная схема конструкции ГУ. Автоматика в системе управления с ГУ, включенным по необратимой схеме.

### СУ САМОЛЕТОМ ТУ-134

Предельное, путевое и поперечное управление самолетом осуществляется РВ, РН, элеронами и интерцепторами РВ и элероны приводятся в действие вручную посредством штурвальных колонок и штурвалов. РН управляют с помощью однокамерного ГУ-СУ самолетом ИЛ-86. Управление по тангажу осуществляется РВ и СТ. Управление РВ производится с помощью двух штурвальных колонок соединенных между собой и с ГУ РВ механической проводкой. ГУ включены по необратимой схеме.

**В системе управления РН**, состоящего из двух секций, каждая из которых управляется тремя ГУ- педаль, РМ АП, винтовые механизмы ЗМ, МТЭ, качалка, центрирующая спружение, механизм ограничения хода педалей с электроприводом.

В отличии от агрегатов, включенных в канал продольного управления, в систему управления РН включен еще демпфер рыскания для улучшения боковой устойчивости самолета.

**Управление по крену** осуществляется с помощью элеронов и интерцепторов. Штурвалы обоих летчиков соединены между собой и с ГУ

элеронов и интерцепторов механической проводкой. Штоки ГУ (по три на элерон и по одному ГУ на интерцептор) крепятся непосредственно к секции элеронов и интерцепторов. Внутренние секции интерцепторов (по три на каждом крыле) могут использоваться в качестве воздушных тормозов и гасителей подъемной силы на пробеге и управляется через смесительный механизм как от штурвалов, так и от специального рычага установленного в кабине экипажа.

**Управление элевонами.** На самолетах без ГО, выполненных по схеме «бесхвостовое» поперечное и продольное управление осуществляется при помощи элевонов, располагающихся на месте элеронов.

При движении ручкой вперед элевонического РВ должны отключаться на обеих консолях крыла вниз. При движении ручкой вправо-влево элевоны отключаются, как элероны.

**Дальнейшее развитие СУ** может быть связано с уменьшением запаса статической устойчивости самолета, обеспечивающим повышение его аэродинамического качества из-за снижения потерь на балансировку самолета и выигрыш в массе за счет снижения площади и массы ГО. Однако это потребует введение в СУ автоматов продольной устойчивости. Перспективен переход на электродистанционное насыщенное компьютерами с большой степенью резервирования управление с боковыми ручками управления вместо традиционных штурвальных колонок.

**Автоматика в СУ** включает перечисленные выше устройства (РАУ), основным назначением которых является улучшение характеристики устойчивости и управляемости самолета в полете без вмешательства летчика.

Механизмы (автоматы) изменения передаточных отношений от рулей к рычагам управления (РУ) и от ЗМ к РУ могут быть выполнены в виде различных вариантов механизмов передачи или автоматов.

АРУ- автоматы регулировки управления. Они реагируют не только на изменение режима полета - скоростного напора и высоты полета  $H$ , но и на центровку самолета  $X_t$ . ЗМ - загрузочные механизмы при использовании ГУ, включенных в СУ по необратимой схеме, служат для имитации аэродинамических нагрузок на рычагах управления, изменяя усилие на них в зависимости от величины их перемещения.

МТЭ - механизм триммерного эффекта предназначен для снятия нагрузок от ЗМ на рычаг управления. Его электромеханизм реверсивного действия летчик включает при на одном из пультов управления.

РАУ- рулевой агрегат управления представляет собой раздвижную тягу и эл.механизм. при включении которого происходит перемещение выходного звена РАУ и изменяется длина РАУ. При перемещении штока РАУ происходит перемещение золотника ГУ и отключение органа управления штоком ГУ.

#### **Расчетные величины сил, приложенных к рычагам управления**

1270...2350Н - для ручки, штурвальной колонки при управлении РВ;

640...1270Н - для ручки, штурвала при управлении элеронами;

1760...2450Н - для педалей при управлении РН.

Ключевые слова.

СУ – система управления, РУ – рычаги управления, основная и дополнительная система, пост управления, рычаги, качалки, педали, тросы, усилители, автоматика управления, триммерный эффект, РАУ – рулевой агрегат управления, АРУ – автоматика регулировки управления, ЗМ – загрузочный механизм, МТЭ – механизм триммерного эффекта, ГУ – гидроусилитель

*Контрольные вопросы.*

1. Для чего предназначена система управления самолета?
2. Какие требования предъявляются к СУ?
3. Сколько видов СУ существует в одном самолете?
4. Какие бывают тяги управления?
5. Что такое пост управления и как он разделяется?
6. Расскажите управление элеронами и рулями высоты конкретного самолета?
7. Какие расчетные величины сил могут приложиться к рычагам управления?
8. Что такое автоматика управления как вы понимаете?

Литература – 2,5,10.

## Лекция № 23

### тема: АНОМАЛЬНОЕ ПОВЕДЕНИЕ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ПОНЯТИЕ О ДИВЕРГЕНЦИИ КРЫЛА, ФЛАТТЕРЕ, РЕВЕРСЕ ЭЛЕРОНОВ, БАФТИНГЕ.

#### План

1. Аэроупругие явления (АЯ).
2. Реверс органов управления (РОУ) и конструктивные меры борьбы с ним.
3. Дивергенция и меры предотвращения ее.
4. Бафтинг и меры борьбы с бафтингом.
5. Флаттер и меры борьбы с флаттером.

#### Аэроупругие явления (АЯ)

АЯ возникают в полете из-за упругости и деформируемости агрегатов самолета под действием нагрузок. При деформации любого агрегата планера в полете изменяются действующие на него аэродинамические нагрузки, приводя к дополнительным деформациям конструкции и дополнительному увеличению нагрузок, что может привести в конечном счете, к потере статической устойчивости и разрушению конструкции (явление дивергенции). Если возникающие дополнительные силы зависят только от величины деформаций и не зависят от их изменения во времени, то также является обусловленным взаимодействием только аэродинамических и упругих сил, относятся к статическим аэроупругим явлениям (реверс элеронов и рулей, дивергенция крыла, оперения, пилонов и т.д.)

Явления, обусловленные взаимодействием аэродинамических, упругих и инерционных сил, относятся к динамическим аэроупругим явлениям (флаттер агрегатов в планере, бафтинг и деформация крыла).

Величина прогиба и угла кривизны можно определить интегрированием дифференциальных уравнений упругой линии крыла, совпадающей с осью его жесткости и относительного угла кручения. Так для прямого консольного крыла изг. и кр. м-нты в сечении жесткости на изгиб и кручение в сечении модуля упругости. При определении стат-х деформаций стрелов-х крыльев надо учитывать, что изгиб такого крыла приводит к изменению поперечных сечений крыла, направленных по потоку.

#### Реверс органов управления (РОУ)

РОУ - это явление потери эффективности управления и наступления обратного их действия на самолете, которое может произойти из-за закручивания крыла (ст.к.) под действием аэродинамических сил, возникающих при отклонении элеронов (рулей). Скорость полета при которой органы управления не создают управляющего момента, т.е. их эффективность становится равной нулю, называется критической скоростью реверса. При значении меньшем, чем скорость полета наступает реверс элеронов (рулей).

**Конструктивные меры борьбы с реверсом элеронов.**

Одним из основных путей повышения является повышение жесткости крыла на кручениях. Это может быть достигнуто увеличением площади поперечного сечения контуров крыла работающих на кручение. Здесь лучше использовать материалы с повышенным значением при небольшом значении удельного веса материала.

**Дивергенция** - это явление потери статической устойчивости (разрушения) крыла, оперения, пилонов, крепления двигателей и других частей планера в воздушном потоке, которое может произойти при увеличении угла их закручивания аэродинамическими силами.

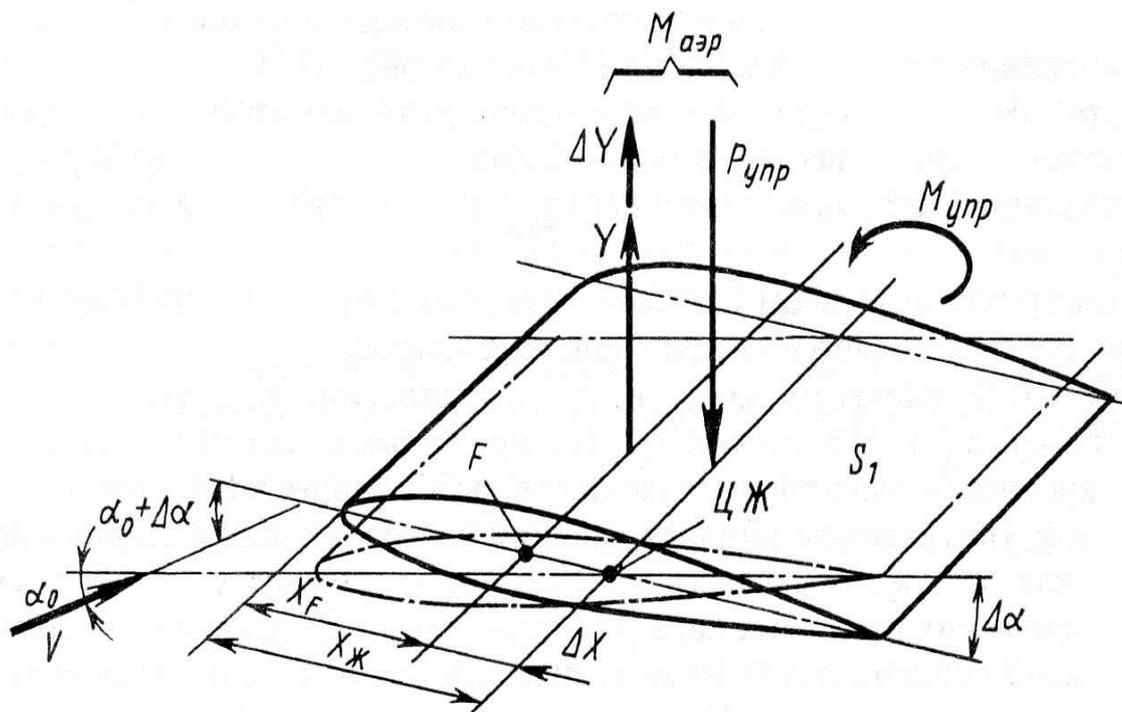


Рис. 23.1. К пояснению потери статической устойчивости крыла (дивергенции).

### Конструктивные меры борьбы с дивергенцией

Менее подвержены дивергенции крылья малых удлинений с таким распределением материала конструкции по контуру сечения агрегата, при котором  $X_{Ж} - X_F$  стремится к  $\min$ , а также стреловидные крылья с удлинением  $> 0$ , т.к. у них меньше  $c_y^a$  и они при изгибе закручиваются на уменьшение угла атаки, чем значительно увеличивают  $V_{кр.д}$ . Сейчас использование на таких крыльях КМ с определенной ориентацией несущих слоев осуществляющих подтяг нижней передней части поверхности крыла и препятствующих тем самым увеличению углов атаки крыла при изгибе вверх, позволяет ликвидировать этот недостаток.

**Бафтинг оперение** - это вынужденные колебания оперения под воздействием сорванного завихренного потока от впереди лежащего крыла, надстроек на фюзеляже и т. д.

**Меры борьбы с бафтингом** заключается в улучшении аэродинамических форм самолета, снижении интерференционного влияния агрегатов в местах их стыков, в выносе оперения из зоны спутной струи.

**Флаттер** - это самовозбуждающиеся незатухающие колебания частей самолета, возникающие в результате взаимодействия аэродинамических, упругих и

инерционных сил. Сейчас без подтверждения того, что критическая скорость, при которой наступают различные формы флаттера больше мах скорости самолёта ни один самолет не сертифицируется.

Ключевые слова.

Аэроупругие явления, дивергенция, реверс, бафтинг, флатер.

Контрольные вопросы

1. Какие бывают аэроупругие явления?
2. Что называется реверсом элеронов?
3. Что называется дивергенцией?
4. Что называется бафтингом и какие меры борьбы предотвращения его?
5. Что называется флатером и какие меры борьбы существует против него?

Литература – 3, 5, 6.