

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

**ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени АБУ РАЙХАНА БЕРУНИЙ**

АВИАЦИОННЫЙ ФАКУЛЬТЕТ

Кафедра «Авиастроение и техническая эксплуатация воздушных судов»



Алиакбаров Д.Т.

КОНСПЕКТ ЛЕКЦИЙ
по дисциплине

«КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЧНОСТЬ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»

(II ЧАСТЬ: «ПРОЧНОСТЬ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»)

направления образования

5310400 «Авиастроение и техническая эксплуатация воздушных судов»

Ташкент 2015 г.

Составитель:

Алиакбаров Д.Т. _____

Конспект лекций по дисциплине «Конструкция и прочность летательных аппаратов» обсужден и одобрен на заседании кафедры «Авиастроение и техническая эксплуатация воздушных судов» Авиационного факультета Ташкентского Государственного Технического университета «___» _____ 2015 г. протокол № ____.

Зав. каф. «Авиастроение и техническая эксплуатация воздушных судов»

_____ доц. Абдужабаров Н. А.

Конспект лекций утверждён решением Методического совета Авиационного факультета протоколом № _____ от «___» _____ 2015 г.

Председатель Методсовета _____ доц. Абдужабаров Н.А.

II ЧАСТЬ: «ПРОЧНОСТЬ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»

Лекция № 1

ТЕМА: Вводная лекция. Системы, рассматриваемые в рамках дисциплины. Расчёт стержневых систем. Плоские и пространственные фермы. Определение числа степеней свободы ферм.

План

- История развития, содержание и взаимосвязь дисциплины с другими дисциплинами.
- Системы, рассматриваемые в рамках дисциплины
- Плоские и пространственные стержневые системы.
- Определение числа степеней свободы ферм.
- Способы образования плоских и пространственных ферм.

История развития, содержание и взаимосвязь дисциплины с другими дисциплинами.

Цель курса «Прочность летательных аппаратов» – изучать и разрабатывать наиболее совершенные методы расчета конструкций летательных аппаратов на прочность, жесткость и устойчивость для того, чтобы правильно рассчитывать и наиболее рационально проектировать новые летательные аппараты.

Прочностью летательных аппаратов называется наука, изучающая вопросы расчета сооружений на прочность, жесткость и устойчивость.

Прочностью называется способность сооружения и его элементов выдерживать определенную нагрузку.

Жесткостью называется способность сооружения и его частей иметь при действии внешней нагрузки деформации и перемещения, не превышающие определенной величины.

Устойчивостью называется способность сооружения сохранить в определенных пределах нагрузки одну форму равновесия.

Системы, рассматриваемые в рамках дисциплины

Особое место в курсе занимают вопросы колебаний и проблемы динамического расчета конструкций при действии переменных нагрузок. Эти вопросы обычно излагаются в специальных курсах, поэтому здесь их не рассматриваем.

Расчет конструкции состоит из следующих этапов:

- определение внешних нагрузок;
- проверка геометрической неизменяемости конструкции;
- определение внутренних сил в элементах конструкции;
- расчет сечений.

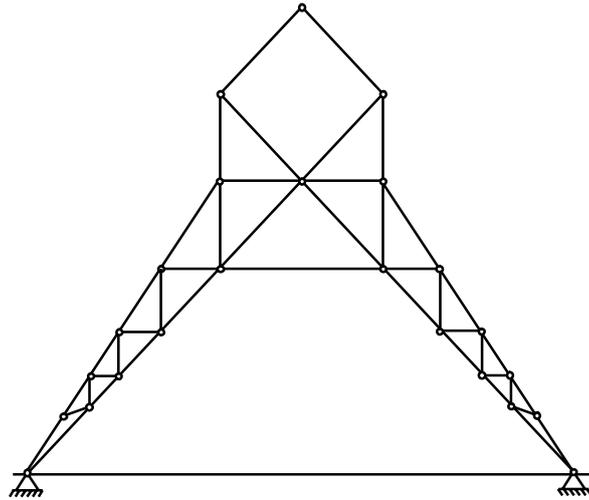
Курс «Прочность летательных аппаратов» тесно связан с курсами «Теоретическая механика», «Теория упругости», и особенно с курсом «Сопротивление материалов».

В курсе рассматриваются, стержневые системы, пластины и оболочки. Под стержневыми системами понимают: балки, фермы, рамы и их сочетания, которых называют комбинированными стержневыми системами.

Фермы.

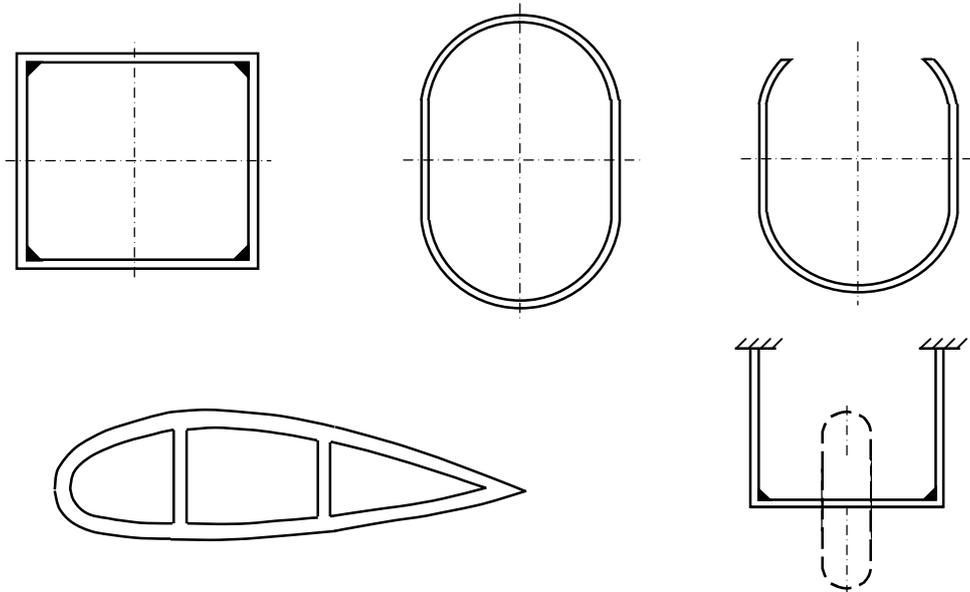
Фермой называется геометрически неизменяемая система, состоящая из стержней, шарнирно соединенных по концам.

Пример фермы.



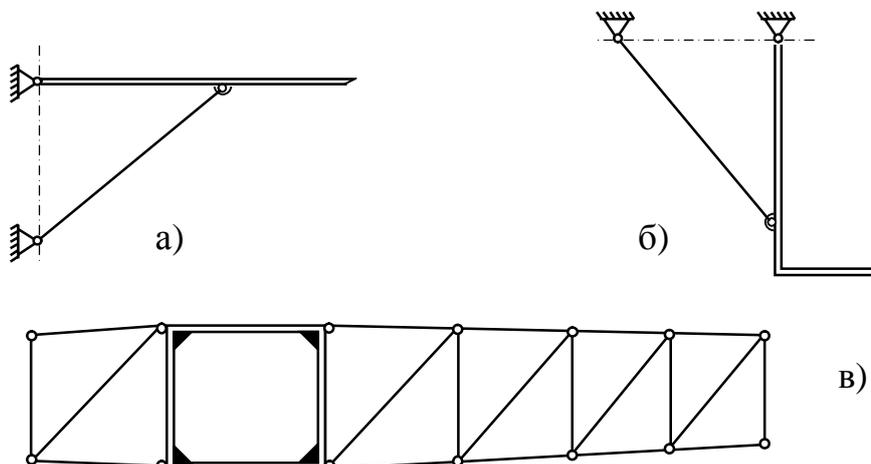
Рамы.

Рамами называют стержневые системы, у которых стержни жестко соединены по концам. Элементы рамных конструкций работают главным образом на изгиб.



Комбинированные стержневые системы состоят из балочных и ферменных или ферменных и рамных элементов.

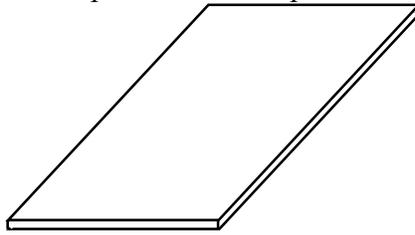
Примеры комбинированных систем:



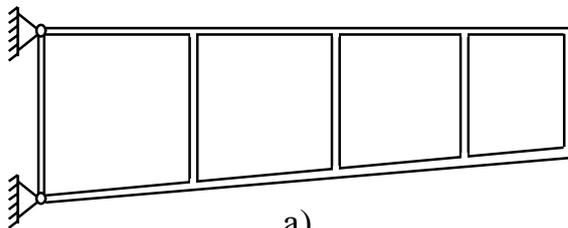
Пластины.

Пластиной называется упругое тело призматической формы, у которой толщина мало по сравнению с двумя другими размерами. Пластины бывают неподкрепленные и подкрепленные.

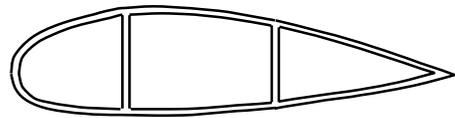
Работает на касательные и нормальные напряжения.



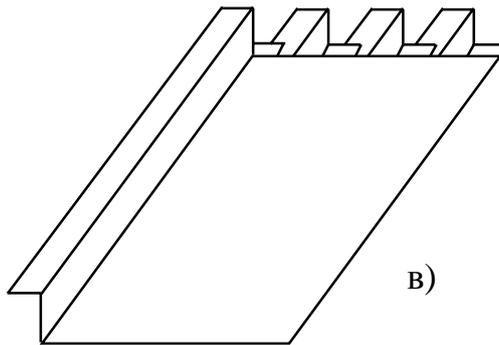
Подкрепленные пластины часто встречаются как элементы конструкций самолета. Такие пластины обычно имеют небольшую толщину поэтому их считают работающими только на сдвиг.



а)



б)



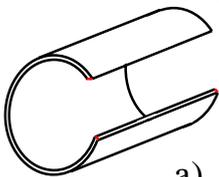
в)

Оболочки.

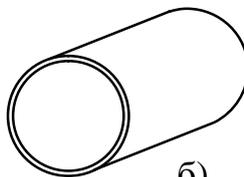
Оболочками называются упругие тела, ограниченные двумя криволинейными поверхностями, расстояние между которыми мало по сравнению с прочими размерами тела.

Примеры:

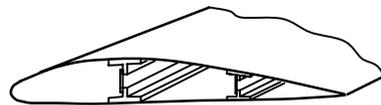
Неподкрепленные оболочки типа:



а)

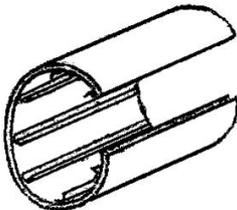


б)

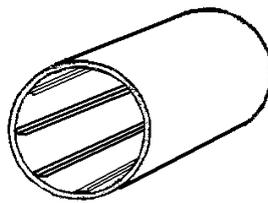


в)

Подкрепленные оболочки типа:



а)



б)



в)

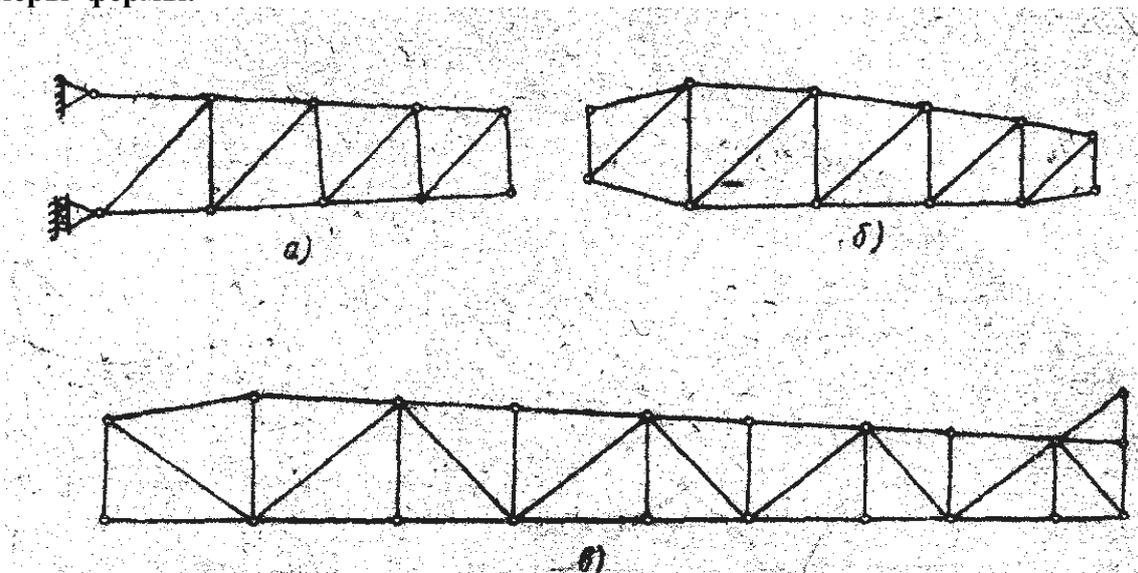
Оболочки хорошо работают на все виды нагрузок и в то же время служат элементом для придания требуемой внешней формы конструкции.

Плоские и пространственные стержневые системы.

Фермой называется геометрически неизменяемая система, состоящая из стержней, шарнирно соединенных по концам.

Под геометрической неизменяемостью системы понимают способность системы не допускать относительного перемещения своих частей без их деформации. Стержни фермы работают на растяжение или сжатие.

Примеры фермы.



Фермы типа самолетных конструкций:

- а – ферменный лонжерон; б – ферменная нервюра;
в – ферма типа боковой части ферменного фюзеляжа.

В реальной ферме стержни в узлах закреплены жестко. Но в расчетах для упрощения принимаем, что в узлах фермы соединены идеальными шарнирами. Исследования различных ферменных конструкций показали, что это замена не даёт существенных погрешностей, за что сильно упрощаются расчеты.

Ферм называется плоской, если оси всех стержней лежат в одной плоскости. Если же оси стержней лежат в разных плоскостях, то такая ферма называется пространственной.

Числом степеней свободы механической системы называется количество геометрических параметров, которые независимо друг от друга могут изменяться во время движения системы.

Устройства, лишаящие систему одной или нескольких степеней свободы, называются соответственно связью или связями.

Определение числа степеней свободы ферм

Точка на плоскости имеет две степени свободы. В пространстве три степени свободы.

Плоская фигура (диск) при движении в одной плоскости имеет три степени свободы x , y и выражение. Свободное тело в пространстве имеет шесть степеней свободы.

- Обозначим: u – число узлов фермы;
 C_f – число стержней фермы;
 C_o – число опорных стержней;
 W – число степеней свободы системы.

Система из u свободных точек на плоскости будет иметь $2u$ степеней свободы, а в пространстве $3u$. Каждый вводимый в систему стержень снимает одну степень свободы.

Следовательно, для плоских ферм:

$$W = 2y - C_{\phi} - C_o$$

Для пространственных ферм.

$$W = 3y - C_{\phi} - C_o$$

Для геометрически неизменяемых и не подвижных статически определимых ферм $W=0$.

Следовательно, из выражения степени свободы получим:

для плоских:

$$2y = C_{\phi} + C_o$$

для пространственных:

$$3y = C_{\phi} + C_o$$

Тогда min. необходимое число стержней для закрепления плоской фермы равно 3, а пространственной шести, то для плоских свободных ферм будет:

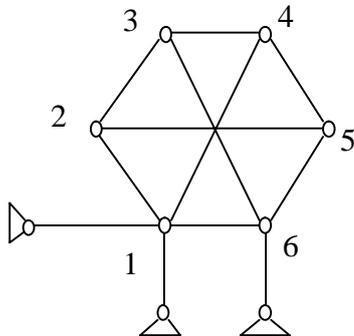
$$C_{\phi} = 2y - 3$$

и для пространственной:

$$C_{\phi} = 3y - 6$$

Уравнения дают возможность определить минимально необходимое количество стержней обеспечивающих геометрическую неизменяемость системы, но не указывают, как именно следует расположить стержни, чтобы они были действительно геометрически неизменяемыми. Следовательно, уравнение являются условиями необходимыми, но не достаточными для суждения о геометрической неизменяемости ферм, которую будем рассматривать ниже.

Пример 1. В ферме, где число узлов $y = 6$, число стержней $C_{\phi} = 9$, число опорных стержней $C_o = 3$, число степеней свободы определяют по формуле:

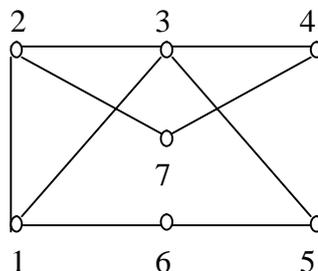


$$\begin{aligned} y &= 6 \\ C_{\phi} &= 9 \\ C_o &= 3 \\ W &= 2 * 6 - 9 - 3 = 0 \end{aligned}$$

Ферма имеет min число стержней, необходимое для геометрической неизменяемости и может быть геометрически неизменяемой и неподвижной.

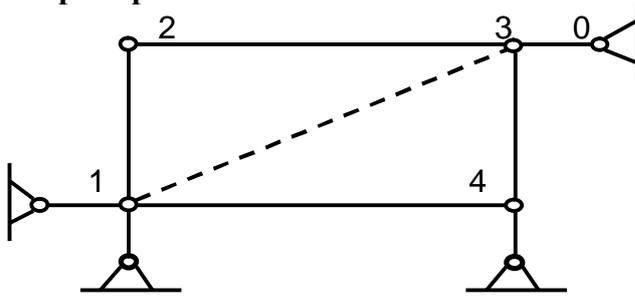
Пример 2.

$$\begin{aligned} y &= 7 \\ C_{\phi} &= 11 \\ C_o &= 0 \\ W &= 2 * 7 - 11 - 0 = 3. \end{aligned}$$



Ферма обладает тремя степенями свободы, как жесткий диск. Следовательно она имеет минимальное число стержней, необходимое для геометрической неизменяемости системы.

Пример 3.



$$\begin{aligned}y &= 4 \\C_{\phi} &= 4 \\C_o &= 4 \\W &= 2 * 4 - 4 - 4 = 0\end{aligned}$$

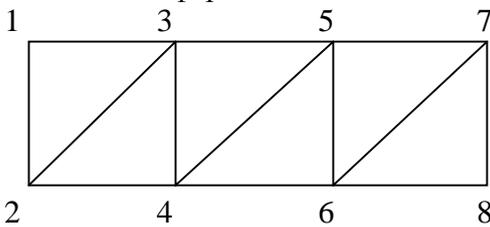
В этом случае система содержит необходимое число стержней для геометрической неизменяемости и неподвижности.

Если в ферме снять опорный стержень 3–0, то получим геометрически изменяемую систему. Если же мы вместо стержня 3–0 поставим стержень 1–3, то опять получим систему с необходимым числом стержней для геометрической неизменяемости. Если же в систему ввести ещё одну связь, то система будет однажды статически неопределимой, так как в ней будет одна лишняя связь сверх того числа связей, которое необходимо для геометрической неизменяемости и статической определимости. При этом $W = -1$.

Способы образования плоских и пространственных ферм.

1.Способ последовательного присоединения узлов.

Этот способ заключается в том, что к неизменяемой системе каждый последующий узел присоединяют двумя стержнями, не лежащими на одной прямой, в случае образования плоских ферм и тремя стержнями, не лежащими в одной плоскости, в случае образования пространственных ферм.

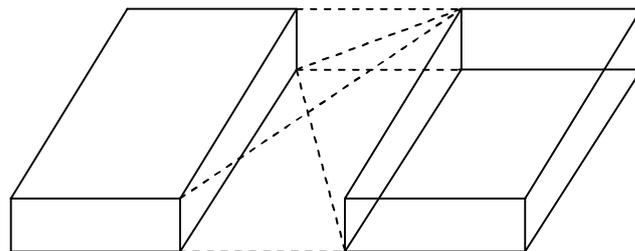
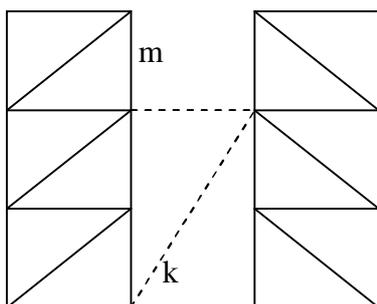


За исходную геометрически неизменяемую систему обычно берут треугольник 1–2–3 к нему присоединяем последовательно узлы двумя стержнями 2–4 и 3–4 и т.д. При этом получаем геометрическую неизменяемую систему. Точно также получим и пространственную систему, присоединяя к исходному треугольнику новые узлы каждый тремя стержнями, не лежащими в одной плоскости. Фермы полученные таким способом называют простейшими.

Способ последовательного соединения ферм.

Этим способом образуют фермы, соединяя две или нескольких ферм так, чтобы была обеспечена их относительная неподвижность.

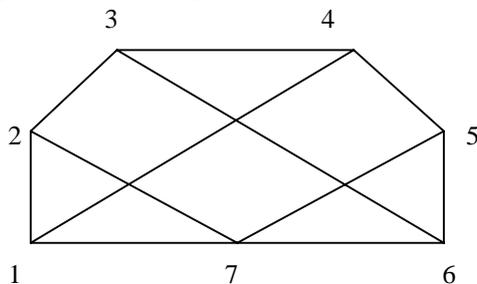
Каждая вновь присоединяемая плоская ферма для своего неподвижного закрепления относительно исходной фермы потребует три связи, а пространственная – шесть.



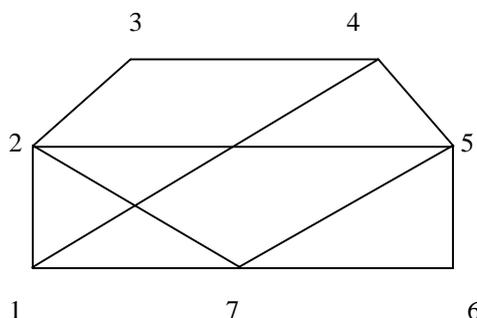
Чтобы обеспечить относительную неподвижность для плоских ферм три соединяющие стержня не должны пересекаться в одной точке для пространственных ферм направления всех крепящих стержней не должны пересекаться одну ось.

Способ замены связей.

Сущность способа замены связей заключается в том, что при замене стержней ферма преобразуется в более простую или сложную.



Путем замены стержней 3–6 на 2–5 получим простейшую ферму.



При этом из имеющейся фермы удаляют некоторые стержни и заменяют другими, иначе расположенными, но лишаящими систему тех степеней свободы, которые она получила после удаления стержней.

Ключевые слова и выражения.

Ферма, число стержней фермы, узлы, связи, число степеней свободы, геометрически неизменяемость, неподвижность, статическая определимость.

Контрольные вопросы.

1. Дайте определение «Прочности»?
2. Дайте определение «Жесткости»?
3. Дайте определение «Устойчивости»?
4. Дайте определение «Фермы»?
5. Дайте определение «Рамы»?
6. Дайте определение «Пластины»?
7. Дайте определение «Оболочки»?
8. Дайте определение «Фермы»?
9. Дайте определение «Число стержней»?
10. Дайте определение «Степеней свободы»?
11. Что называется «связью»?
12. Дайте определение простейшей фермы?
13. В чем заключается сущность способа последовательного присоединения узлов.
14. В чем заключается сущность способа последовательного соединения ферм.
15. В чем заключается сущность способа замены связей

Лекция №2

ТЕМА: Опоры. Прикрепление к опорам. Определение опорных реакций. реакций. Определение усилий в стержнях плоских и пространственных ферм.

План

- Прикрепление к опорам.
- Определение опорных реакций.
- Расчет ферм при внеузловых нагрузках.
- Способ вырезания узлов.
- Способ разложения на плоские.
- Рамы. Комбинированные системы.

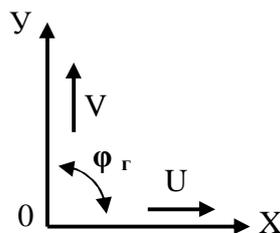
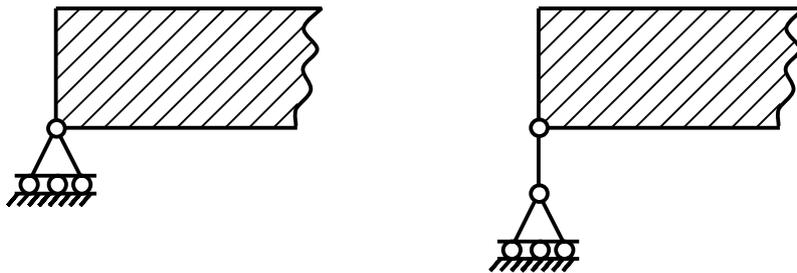
Прикрепление к опорам.

Чтобы дать конструкции неподвижность её надо правильно прикрепить к опорам.

Жесткое тело (диск) на плоскости может иметь три степени свободы. Следовательно, для обеспечения неподвижности на диск необходимо наложить три связи.

Для ферм различают следующие расчетные схемы опор:

1. Шарнирно-катковая – препятствующая перемещению по нормали к плоскости или поверхности катания. Она эквивалентна одному стержню.



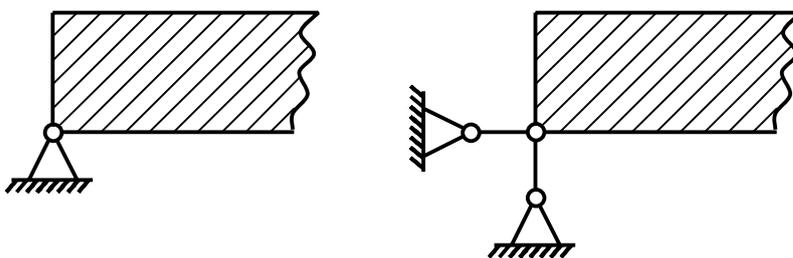
U – по оси ox

V – по оси oy

φ_r – во оси o

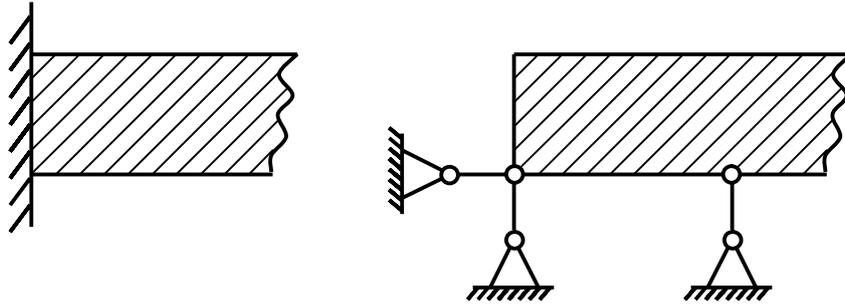
$U \neq 0 \quad V = 0 \quad \varphi_r \neq 0$

2. Неподвижная шарнирная опора – препятствующая любому линейному перемещению. Такая опора эквивалентна двум связям.



$U = 0 \quad V = 0 \quad \varphi_r \neq 0$

3. Неподвижное крепление, уничтожающее все три степени балок. Она эквивалентна трем связям.



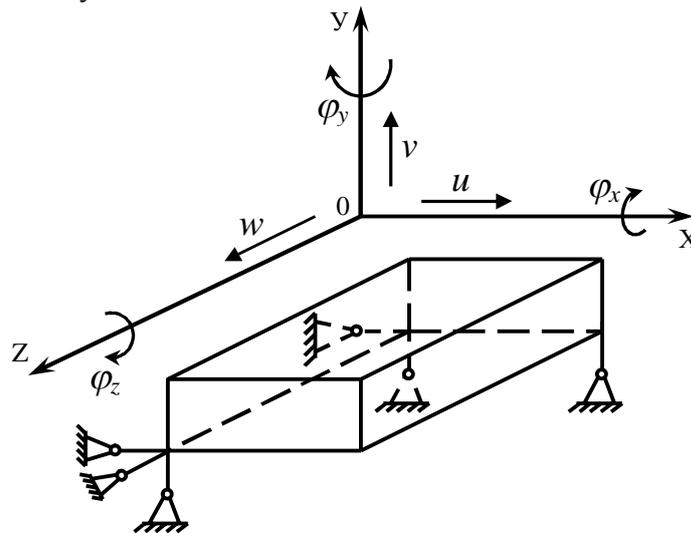
$$U = 0 \quad V = 0 \quad \varphi_r = 0$$

При правильном креплении плоских систем направления опорных стержней не должны пересекаться в одной точке и не должны быть параллельными друг-другу.

Для закрепления тела в пространстве необходимо наложить минимум шесть связей.

Рассмотрим примеры неправильного расположения опорных стержней в пространственных фермах:

1. Шесть направлений пересекаются в двух точках;
2. В одной точке пересекаются более трех направление.
3. Более трех стержней лежат в двух плоскости.
4. Пять стержней лежат в двух плоскостях, пересекающихся по линии, параллельной шестому стержню.
5. Все стержни лежат в двух плоскостях.



Правильное крепление тела к опорам

Определение опорных реакций.

В опорных устройствах или стержнях возникают реактивные силы, которые и уравнивают систему. При определении опорных реакций опоры мысленно отбрасываются и взамен их прикладываются силы, характеризующие действие того тела, к которому прикрепена данная система. Реактивные силы должны иметь направления, соответствующие удаленным связям.

Величина опорных реакций определяется из уравнения равновесия.

Опорные реакции определяются из уравнений равновесия: для плоской фермы мы имеем три уравнения:

$$\Sigma X = 0 ; \quad \Sigma Y = 0 ; \quad \Sigma M = 0.$$

Для пространственной системы имеем шесть уравнений:

$$\Sigma X = 0; \Sigma Y = 0; \Sigma Z = 0; \Sigma_x M = 0; \Sigma_2 M = 0.$$

Пример:

Заменяем действие опорных стержней реактивными действиями. Определим N_6 для чего составим ΣM относительно ac , выбор этой оси выгоден потому, что тогда в уравнение не войдут силы N_1, N_2, N_3, N_4, N_5

$$-P \cdot p + N_6 \cdot p = 0; \quad N_6 = P;$$

Составим ΣM относительно ab :

$$-P \cdot cb - N_5 \cdot cb = 0; \quad N_5 = -P;$$

Составим ΣM относительно ad :

$$N_4 \cdot ab = 0 \text{ т.к. } ab \neq 0 \text{ то } N_4 = 0;$$

Из ΣM eb

$$N_3 \cdot ab = 0; \quad N_3 = 0;$$

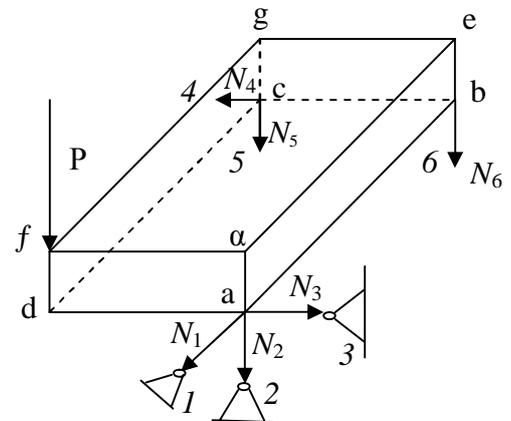
Из ΣM относительно оси cb

$$-P \cdot ab - N_2 \cdot ab = 0; \quad N_2 = -P;$$

Из ΣM относительно оси cg

$$-N_3 \cdot ab + N_1 \cdot cb = 0,$$

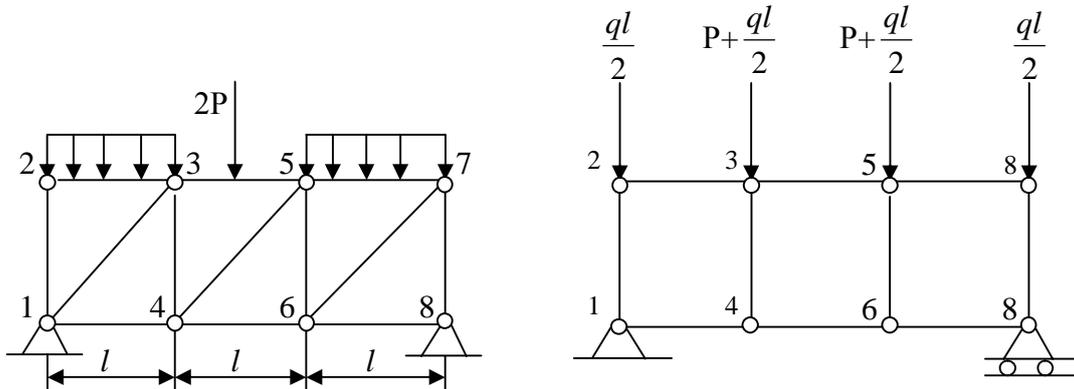
$$\text{т.к. } N_3 = 0 \text{ то } N_1 = 0$$



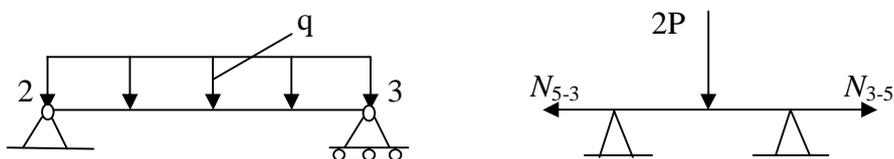
Методы определения усилий в стержнях плоских и пространственных ферм.

Расчет ферм при внеузловых нагрузках.

В подобных случаях, каждый из стержней фермы несущий внешнюю нагрузку, следует рассматривать как балку на двух опорах.



Нагрузку разносят в узлы. При этом соответствующие силы находят как давления на опоры каждого из стержней, несущего в неузловую нагрузку. Решают ферму, находящуюся под действием найденных узловых нагрузок. Стержни, несущие внеузловую нагрузку, рассчитывают на совместное действие всех сил, приложенных к ним.



Расчет простых пространственных статически определимых систем. Способ вырезания узлов.

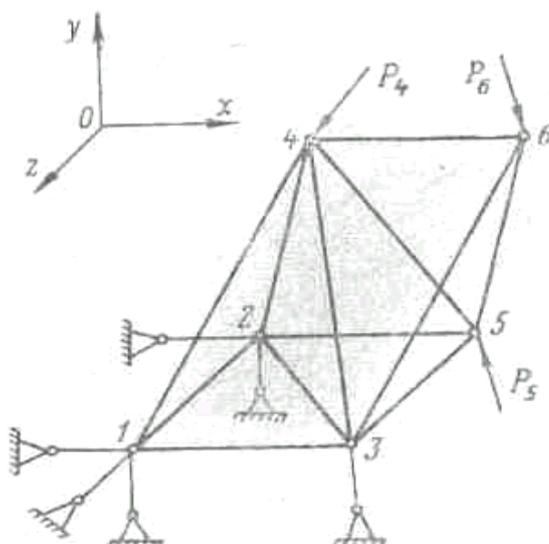
Этот способ состоит в последовательном вырезании узлов фермы и составлении для них уравнений равновесия.

Для плоской фермы таких уравнений можно составить $2u$ а для пространственной $3u$. Геометрически неизменяемые фермы с минимальным количеством стержней, необходимым

для геометрической неизменяемости, являются статически определимыми, т.е. все усилия в стержнях могут быть определены из уравнений статики.

При решении ферм рассматриваемым способом вырезать узлы нужен в такой последовательности, чтобы в уравнения равновесия входило как можно меньше неизвестных усилий.

Рассмотрим порядок определения усилий в пространственной ферме способом вырезания узлов:



1) Проверка геометрической неизменяемости и статической определимости системы.

$$W = 3 * 6 - 12 - 6 = 0 \quad \text{или} \quad C_{\phi} = 3 * 6 - 6 = 12$$

Необходимое условие геометрической неизменяемости и статической определимости удовлетворяется.

2) Выбираем систему осей координат, которая при рассмотрении равновесия узла помещается в этот узел так, что направления осей остаются все время параллельными соответствующим осям выбранной системы координат.

Составляем таблицу геометрических соотношений и усилий стержней. Геометрические размеры берут с чертежа.

Номер стержней	Длины проекций стержней			Квадраты длин проекций стержней			Длина стержней	Косинусы углов с координатными осями			Усилия в стержнях	
	L_x	l_y	l_z	l_x^2	l_y^2	l_z^2		l	$\frac{l_x}{l}$	$\frac{l_y}{l}$		$\frac{l_z}{l}$

Для плоской ферм. l_z , l_z^2 и $\frac{l_z}{l}$ не будет.

Определяем усилия в стержнях способом вырезания узлов, начиная с узла 6. Так как ферма находится в равновесии, а поэтому для вырезанного узла

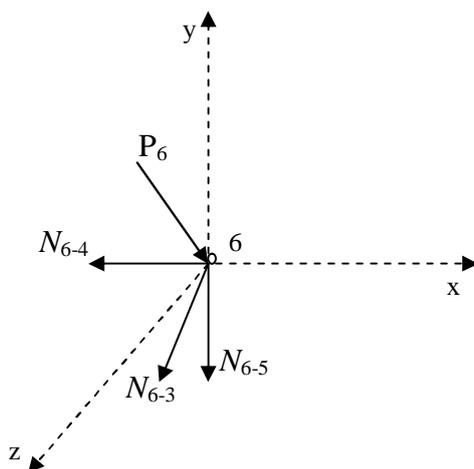
$$\Sigma x = 0; \quad \Sigma y = 0; \quad \Sigma z = 0$$

Эта система уравнений выражает необходимое и достаточное условие равновесия узла 6. Напишем эти уравнения в развернутом виде

$$\Sigma X = N_{6-4} \cos (l_{6-4}, x) + N_{6-3} \cos (l_{6-3}, x) + N_{6-5} \cos (l_{6-5}, x) + P_6 \cos (P_6, x) = 0$$

$$\Sigma Y = N_{6-4} \cos (l_{6-4}, y) + N_{6-3} \cos (l_{6-3}, y) + N_{6-5} \cos (l_{6-5}, y) + P_6 \cos (P_6, y) = 0$$

$$\Sigma Z = N_{6-4} \cos (l_{6-4}, z) + N_{6-3} \cos (l_{6-3}, z) + N_{6-5} \cos (l_{6-5}, z) + P_6 \cos (P_6, z) = 0$$



Усилия определяем из решения этой системы уравнений.

За тем последовательно вырезаем узлы 5, 4, 3, 2, 1 и для каждого узла записываем систему трех уравнений, которые будут аналогичны приведенным.

Правило знаков при написании уравнений равновесия следующие:

- направление осей координат выбирают произвольно, но уже не меняют при расчете всей фермы;

- неизвестные усилия всегда считаем положительными и направляем от узла, т.е. предполагаем, что стержни растянуты.

- знак соответствующих проекций неизвестного усилия на оси координат определяют знаком косинуса, который в свою очередь зависит от знака проекции стержня, так как

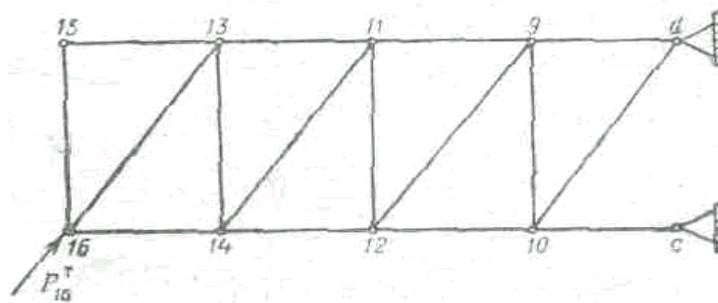
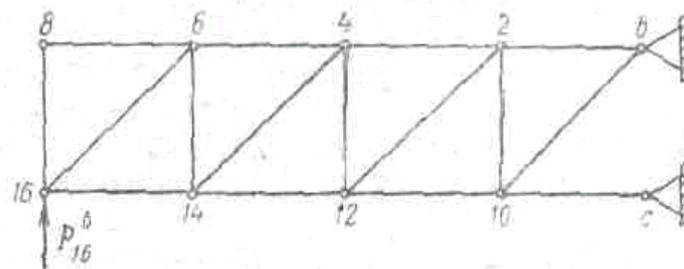
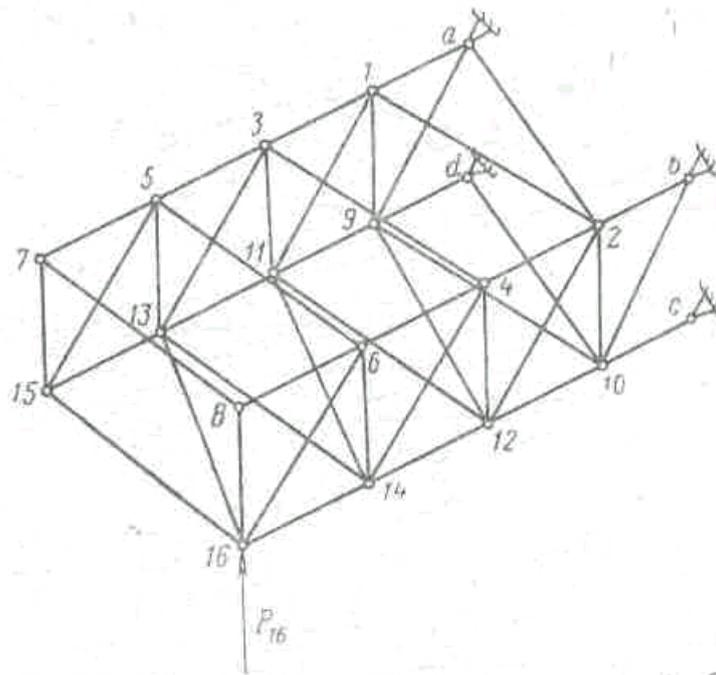
$$\cos (l, x) = \pm \frac{l_x}{l} = \pm \frac{l_x}{\sqrt{l_x^2 + l_y^2 + l_z^2}} ;$$

$$\cos (l, y) = \pm \frac{l_y}{l} ; \quad \cos (l, z) = \pm \frac{l_z}{l} .$$

Внешние силы в уравнениях можно брать по абсолютной величине, а знак учитывать направляющими косинусами. Если направление проекции стержня совпадает с направлением положительной оси координат, то соответствующий косинус будет иметь положительное значение и наоборот. Найденные усилия подставляются в последующие уравнения со своим знаком.

Решение пространственных ферм способом разложения их на плоские.

Этот метод удобен для решения таких пространственных ферм, которые при помощи разреза некоторых элементов распадаются на ряд плоских ферм, из которых каждая имеет свои опоры. Всякая плоская ферма может воспринимать нагрузки, которые лежат только в её плоскости.



Окончательные усилия, на основе закона независимости действия сил, определяют алгебраическим суммированием усилий стержней плоской горизонтальной и вертикальной ферм, так как некоторые стержни будут входить в состав двух рассматриваемых плоских ферм.

Усилия в стержнях, которые не выходят в две плоские фермы находят при решении одной плоской фермы.

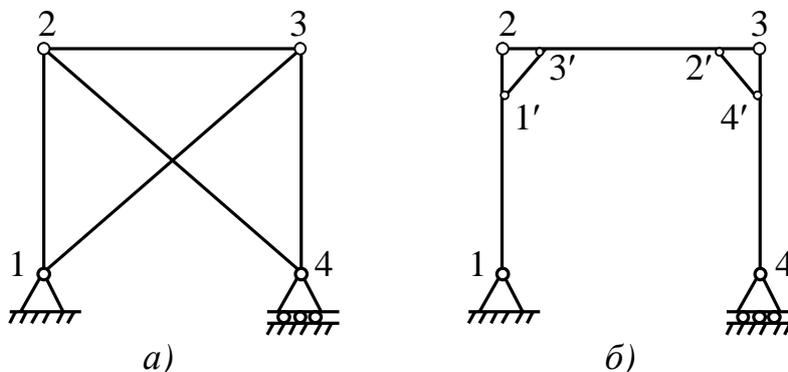
Рамы.

Рамой называется геометрически неизменяемая стержневая система, относительная неподвижность элементов которой обеспечивается жестким соединением их в узлах. В расчетной схеме рамы узлы считаются абсолютно жесткими.

Ра́мы бывают плоские и пространственные. Плоской рамой называется такая стержневая конструкция, у которой оси всех стержней лежат в одной плоскости. Если это условие не выполняется, то рама является пространственной.

В рамах стержни работают на изгиб, продольные поперечные нагрузки, в отличие от стержней ферм которые работают только на осевые нагрузки.

Методы расчета рам подробно рассматривались в курсе «Сопротивления материалов», поэтому рассматривать здесь их не будет.



Комбинированные системы.

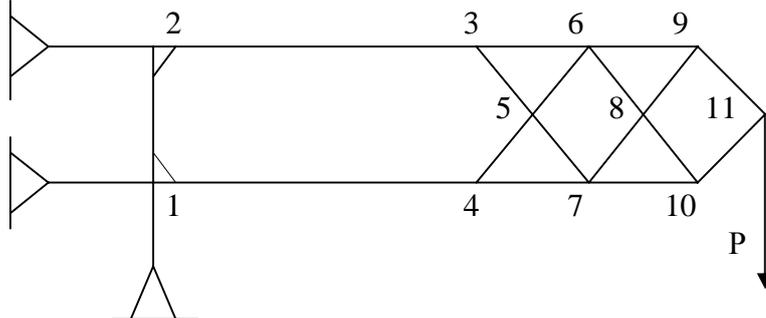
Комбинированной системой называется стержневая система, состоящая из рамных и ферменных элементов.

Узлы рамы являются жесткими, а фермы – шарнирными.

Если все элементы комбинированной системы лежат в одной плоскости, то система называется плоской, а в противном случае пространственной.

Способы образования комбинированных систем аналогичны способам образования ферменных и рамных систем.

Примеры:



Расчет таких систем начинается с ферменной части.

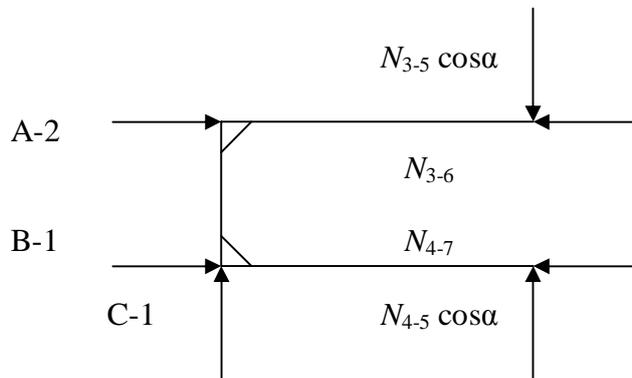
Начинаем расчет с узла 11 и последовательно рассмотрим узлы: 9, 10, 8, 7, 5.

После определения усилий в стержнях

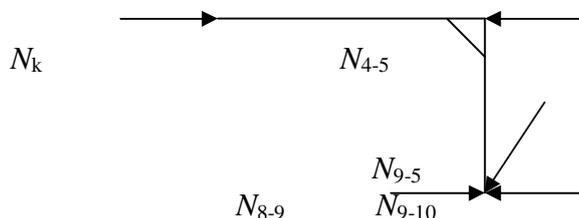
3-6; 3-5; 4-7; 4-5,

начинаем рассматривать рамную часть, предварительно определив реакции в опорах. А-2; В-1; С-1.

Расчетная схема рамы будет следующей.



Аналогично рассматривается вторая система определив реакции рассмотрим узлы 1,6,2,7,8,10,5 после определяя усилий в стержнях ферменной части переходим к расчету рамной части



N_k есть равнодействующая усилий

N_{2-3} ; N_{7-3} ; N_{8-3} .

Ключевые слова.

Уравнения статики. Статическая определимость. Пространственная и плоская ферма. Рамы. Комбинированные системы. Простейшая ферма. Шарнирно – катковая опора. Неподвижно – шарнирная опора. Неподвижное крепление. Реактивные силы. Опорные реакции. Вне узловые нагрузки.

Контрольные вопросы.

1. Дайте определение понятию «Статическая определимость»?
2. Дайте определение понятию сущность метода вырезания узлов?
3. Дайте определение понятию Рамы?
4. Дайте определение понятию комбинированной системы?
5. Чем отличаются способы образования комбинированных систем от способа образования ферм и рам?
6. Дайте определение Шарнирно – катковой опоры?
7. Дайте определение Неподвижно – шарнирной опоры ?
8. Дайте определение Неподвижной опоры ?
9. Сколько связей необходимо положить минимум связей для закрепления тела в пространстве?

Лекция № 3

ТЕМА: Системы, состоящие из стержней и пластин, работающих только на сдвиг.

План

- Совместная работа стержней и пластин.
- Расчёт тонкостенной балки.
- Расчёт пространственной тонкостенной балки.

Совместная работа стержней и пластин

В летательных аппаратах часто встречаются конструкции, которые состоят из стержней и тонких стенок. В расчетных схемах таких конструкций принимают, что стержни по концам соединяются шарнирно и работают только на осевые усилия, так как считают, что нагрузка приложена в узлах. Стенки принимают работающими только на сдвиг. Последнее означает, что действие стенок на стержни осуществляется только в виде сдвигающих усилий.

Тонкостенные системы могут быть получены из ферм заменой раскосов, стенкой, которая в кинематическом отношении равноценна одной связи. Поэтому число степеней свободы для таких систем аналогично равенствам

для плоских систем

$$W = 2y - C - C_0$$

для пространственных систем

$$W = 3y - C - C_0$$

Здесь U —число узлов;

C —число стержней и стенок;

C_0 —число опорных стержней и стенок.

По-прежнему необходимым условием геометрической неизменяемости и статической определимости является условия

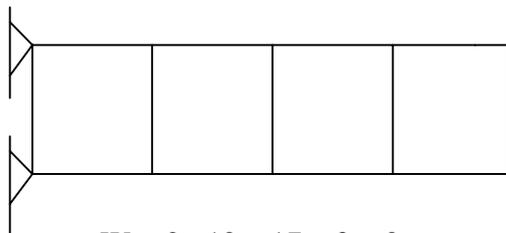
для прикрепленных систем $W = 0$

для свободных плоских систем $W = 3$

для свободных пространственных систем $W = 6$

Например:

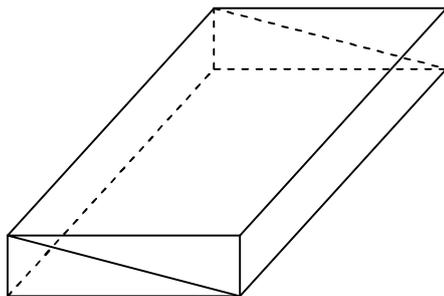
1)



$$W = 2 \cdot 10 - 17 - 3 = 0$$

Необходимое условия геометрической неизменяемости и статической определимости выполнено.

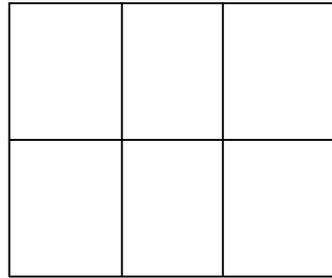
2)



$$W = 3 \cdot 8 - 18 = 6$$

Так как система свободная, то необходимое условие геометрической неизменяемости и статической определимости выполнено.

3)



$$W = 2 \cdot 12 - 23$$

Необходимым условием геометрической неизменяемости и статической определимости является условие $W = 3$. Панель имеет две лишних связи. Значит система может быть геометрически неизменяемой и дважды статически неопределимой.

Достаточное условие геометрической неизменяемости устанавливаются при решении тонкостенной системы. Если усилия имеют определенные и конечные значения, то система геометрически неизменяема. Так как системы по структуре очень близки к фермам, поэтому для их расчета могут быть применены способы решения ферм: вырезания узлов, сквозных сечений и моментных осей или моментных точек и др.

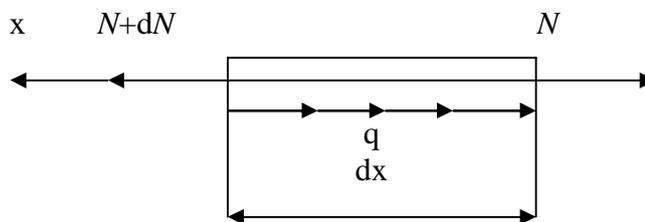
Мы предположим что стенки работают только на сдвиг, то взаимодействие стержня и стенки осуществляется в виде потока касательных напряжений:

$$q = \tau \delta .$$

Причем величина этого потока постоянна в пределах каждой стенки.

Поскольку поток касательных напряжений в каждой стенке постоянный, то усилие по длине любого стержня меняется линейно.

Рассмотрим равновесия элемента стержня.



Запишем уравнение

$$\sum X = 0, \quad N + dN - N - q dx = 0,$$

отсюда

$$\frac{dN}{dx} = q .$$

Так как $q = \text{const}$, то интегрируя равенство, получаем

$$N = qx + C .$$

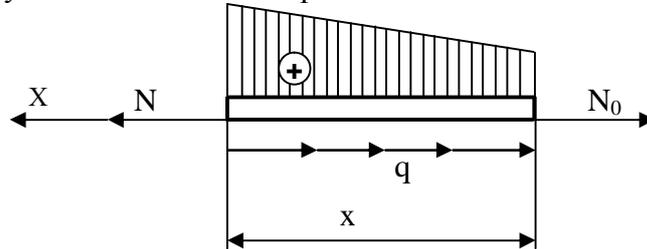
При $x = 0$ $C = N_0$, тогда усилие в произвольном сечении стержней

$$N = N_0 + qx .$$

Чтобы построить эпюру усилий для стержня, достаточно знать усилие на конце и поток касательных напряжений. При известных N_0 и q усилие на другом конце стержня согласно формуле будет

$$N_1 = N_0 + ql$$

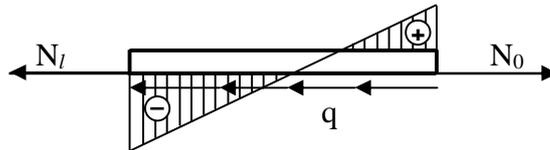
Если же известны усилия по концам стержня



То на основании уравнения можно найти поток касательных напряжений

$$q = \frac{N_l - N_o}{l}$$

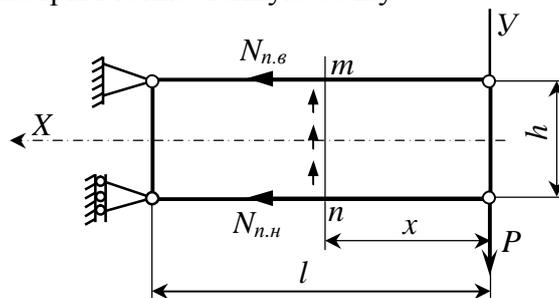
Если одна из концевых усилий сжимающая то эпюра усилий будет иметь вид



Усилий по концам стержней проще всего определять способом вырезания узлов. После чего на основании формулы находят поток касательных напряжений в стенке. Но усилия в стержнях и касательные напряжения в стенке могут быть найдены и другими способами, в частности, способом сплошных сечений и моментных точек.

Расчёт тонкостенной балки

В качестве примера рассмотрим тонкостенную балку.



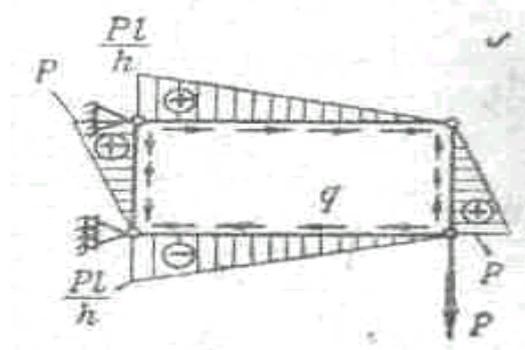
Проведем сечение на расстоянии x от правого конца и напишем условия равновесия для отсеченной правой части:

$$\begin{aligned} \Sigma Y = 0, \quad P - qh &= 0; \\ \Sigma M_m = 0, \quad N_{n,н} h + P_x &= 0; \\ \Sigma M_n = 0, \quad N_{n,в} h + P_x &= 0. \end{aligned}$$

Из этих уравнений получаем

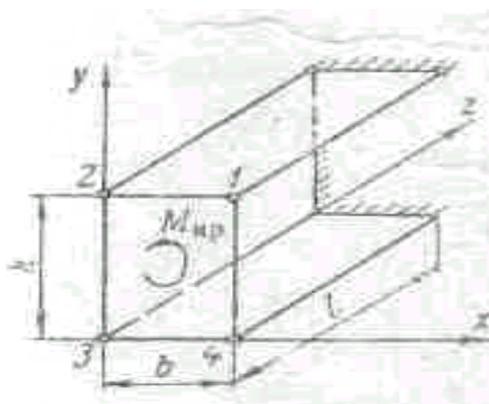
$$q = \frac{P}{h}, \quad N_n = \pm \frac{P_x}{h}.$$

Эпюра усилий по поясам и стойкой



Расчёт пространственной тонкостенной балки

Рассмотрим пространственную систему состоящую из четырех стержней 1—2 ; 2—3 ; 3—4 ; 4—4 со стенкой А. Прикрепленных четырьмя стержнями 1—5 ; 2—6 ; 3—7 ; 4—8 и тремя стенками. Б.В.Г.



Эта тонкостенная система швеллерного сечения нагружена крутящим моментом на конце.

Проверим число степеней свободы.

$$W = 3 \cdot 4 - 5 - 7 = 0$$

Необходимое условие геометрической неизменяемости и статической определимости выполнено.

Для определения усилий в поясах и касательных напряжений в стенке проведем сечение на расстоянии z от свободного конца и рассмотрим условия равновесия отсеченной части.

$$\Sigma X = 0; \quad +q_1 b - q_3 b = 0, \quad \text{отсюда } q_1 = q_3 = q,$$

$$\Sigma Y$$

$$q_2 h = 0 \quad \text{отсюда } q_2 = 0$$

$$\Sigma Z$$

$$N_1 + N_2 + N_3 + N_4 = 0$$

$$\Sigma_x M = 0 \quad N_1 h + N_2 h = 0$$

$$N_1 = -N_2$$

$$\Sigma_y M = 0 \quad N_1 b + N_4 b = 0$$

$$N_1 = -N_4$$

Получили что

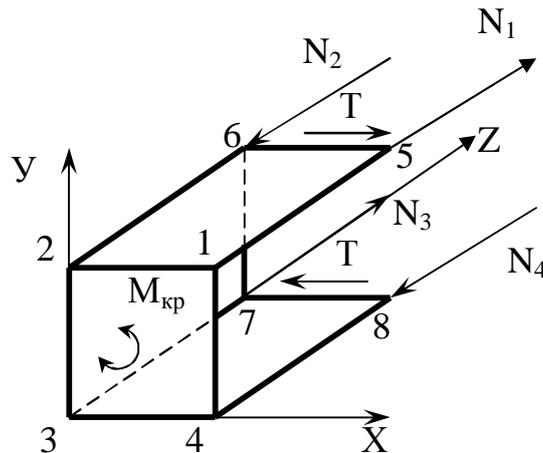
$$N_1 = -N_2 = N_3 = -N_4 = N$$

$$\Sigma_z M = 0 \quad q_1 b h - M_{кр} = 0 \quad q = \frac{M_{кр}}{bh}$$

Поток касательных напряжений в стенке приводится к равнодействующей

$$T = qb$$

Такая же равнодействующая будет в нижней полке. Эти две равнодействующие будут образовать пару сил уравновешивающие $M_{кр}$



Так как к поясам в торцовом сечении не приложены продольные силы, то согласно равенству :

$$N = q z ,$$

Подставляя сюда формулу получаем:

$$N = \frac{M_{кр}}{6h} Z$$

Отсюда следует, что усилия в поясах меняются по линейному закону. Максимальная величина усилия будет в заделке.

Работу профиля можно представить и так: крутящий момент реализуется парой сил, действующих на верхнюю и нижнюю полки,

$$T = \frac{M_{кр}}{h} .$$

Каждая из этих сил изгибает полку. Изгибающий момент в сечении z будет

$$M_{из} = T_z = \frac{M_{кр}}{h} z .$$

Этот изгибающий момент воспринимается усилиями в поясах полки, которые образуют пару сил:

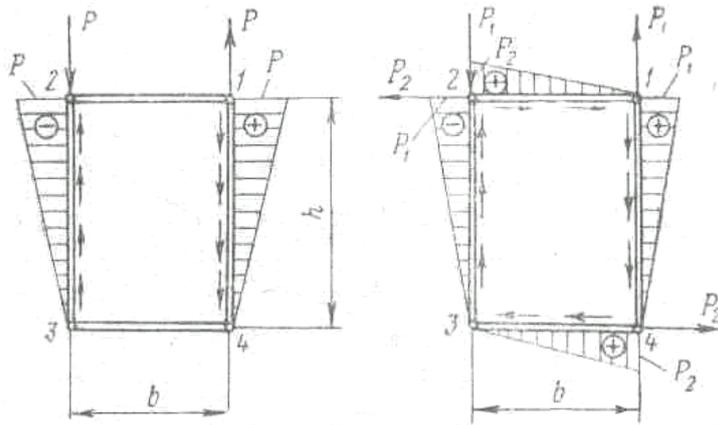
$$N = \frac{M_{из}}{b} = \frac{M_{кр}}{bh} z .$$

Поток касательных напряжений в стенке определяют по формуле

$$q = \frac{T}{b} = \frac{M_{кр}}{bh}$$

и тогда касательные напряжения находятся из соотношения $\tau = \frac{q}{\delta}$.

Эти значения усилий и касательных напряжений получаются независимо от того, как реализован крутящий момент, приложенный к торцовой диафрагме. Но чтобы установить распределение усилий в самой диафрагме, необходимо показать, в виде каких силовых воздействий осуществляется кручение. Например, если крутящий момент создается парой сил . то торцовые стержни будут нагружены так, как показано на следующий рисунок.



А если крутящий момент создается двумя парами сил, то торцовые стержни будут нагружены так, как показано.

Поток касательных напряжений, который возникает в торцовой стенке, можно определить из условия равновесия стержня 1—4.

Для первого случая:

$$q = \frac{P}{h},$$

для второго случая:

$$q = \frac{P_1}{h}.$$

Ключевые слова.

Тонкостенная конструкция. Касательное напряжение. Поток касательных напряжений. Сплошные сечения. Моментные точки.

Контрольные вопросы.

1. Что является необходимым условием геометрической неизменяемости и статической определимости системы ?
2. В виде чего осуществляется взаимодействие стенки и стержня?
3. Каким образом меняется усилие по длине стержня, если поток касательных напряжений в стенке постоянный?

Лекция №4

ТЕМА: Расчёт пластин. Изгиб прямоугольных пластин. Чистый изгиб пластины. Кручение пластинки.

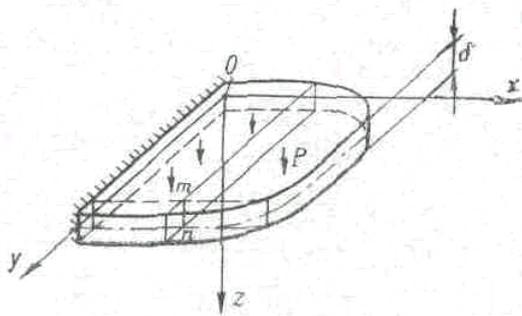
План

- Основные допущения при расчете пластин.
- Изгиб пластин.
- Чистый изгиб пластин.
- Кручение пластины.
- Общий случай изгиба пластин, нагрузкой перпендикулярной её плоскости.

Пластины прямоугольные.

Пластиной называется упругое тело, у которого толщина мала по сравнению с двумя другими размерами.

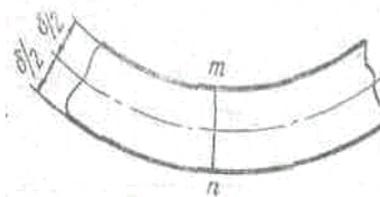
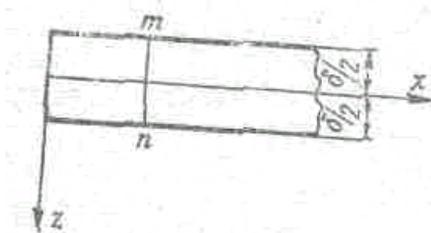
Пластина под действием поперечной нагрузки.



Отметим срединную плоскость пластины, делящую пополам ее толщину. Эта плоскость при деформации пластины будет переходить в срединную поверхность. Срединная поверхность в теории пластин имеет такое же значение, как нейтральная ось в теории изгиба балок. Систему прямоугольных координат располагаем таким образом, чтобы оси x и y лежали в срединной плоскости, а ось z направим вниз. Пластина может быть закреплена любым способом.

Основные допущения при решении пластин.

- 1) Предлагают при деформации пластины всякий прямоугольный ее элемент mn , нормальный к срединной плоскости до деформации остается нормальным к ней и после деформации.
- 2) Предлагают, что отсутствует давление слоев пластины, параллельных срединной поверхности, друг на друга, т.е. принимают напряжение $G_z = 0$

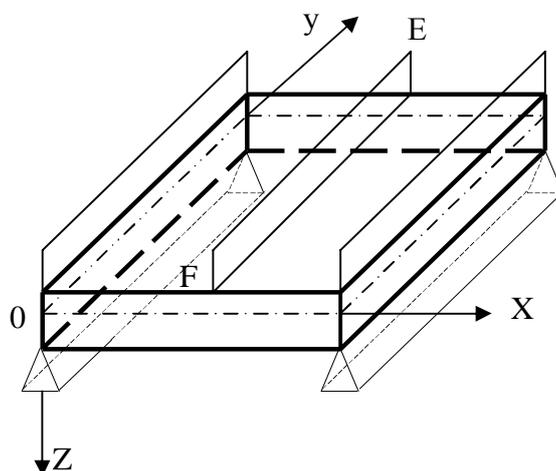


Изгиб прямоугольных пластин.

Рассмотрим прямоугольную пластинку, у которой два противоположных края свободны, а два других края имеют произвольные граничные условия, обеспечивающие неподвижность пластинки.

Например оба края шарнирно оперты, оба края заделаны, один край заделан другой свободен и т.д.

Нагрузка по длине пластины т.е. в направлении оси x , может изменяться по любому закону, но по ширине т.е. в направлении оси y для каждого фиксированного значения x например по прямой EF , остается постоянной



Если ширина пластины достаточно велика, то можно считать, что пластина будет изгибаться по цилиндрической поверхности с образующими параллельными оси Y .

Если из такой пластинки двумя вертикальными плоскостями параллельными XOZ выделить полоску шириной равной единице, то в равновесии так как она не сможет деформироваться в направлении оси Y .

Т. о. $E_y = 0$

Так как принимаем что $G_z = 0$ то из закона Гука следующий, что при $E_y = 0$

$$G_x = \mu \sigma_x ; \quad E_x = \frac{1}{E} (G_x - \mu G_y)$$

$$\text{или} \quad G_x = \frac{E}{1 - \mu^2} E_x \quad (1)$$

Мы получили зависимость между направлением и деформацией как у обычной балки, но вместо E здесь $\frac{E}{1 - \mu^2} = E_1$

Отсюда следует, что при цилиндрическом изгибе пластины расчет можно производить по тем же формулам, что и для балки. Заменяя E на E_1

Обозначая M_1 – изгибающий момент сечения балки полоски, а через J_1 – её момент инерции. Можно написать уравнение и обычной формуле.

Дифференциальное уравнение изогнутой срединной поверхности запишется также как для простой балки.

$$G_x = \frac{M_1}{J_1} z ; \quad E_1 J_1 \frac{\partial^2 W}{\partial x^2} = - M_1$$

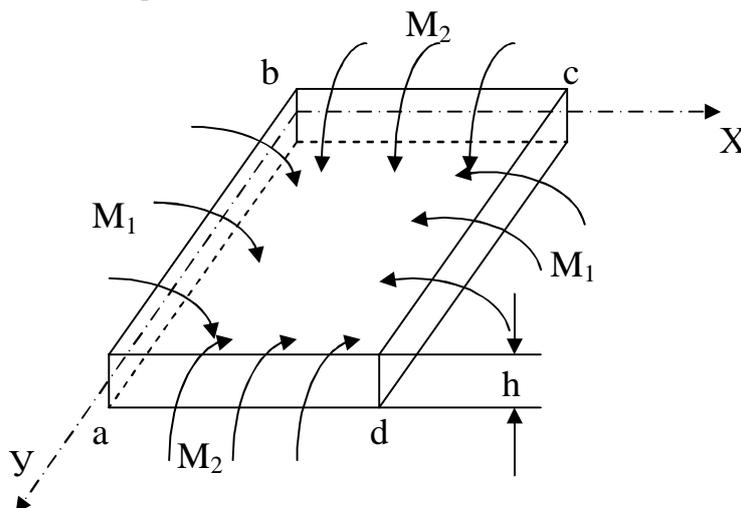
$E_1 J_1 = D$ цилиндрическая жесткость

$$D \frac{\partial^2 W}{\partial x^2} = - M_1$$

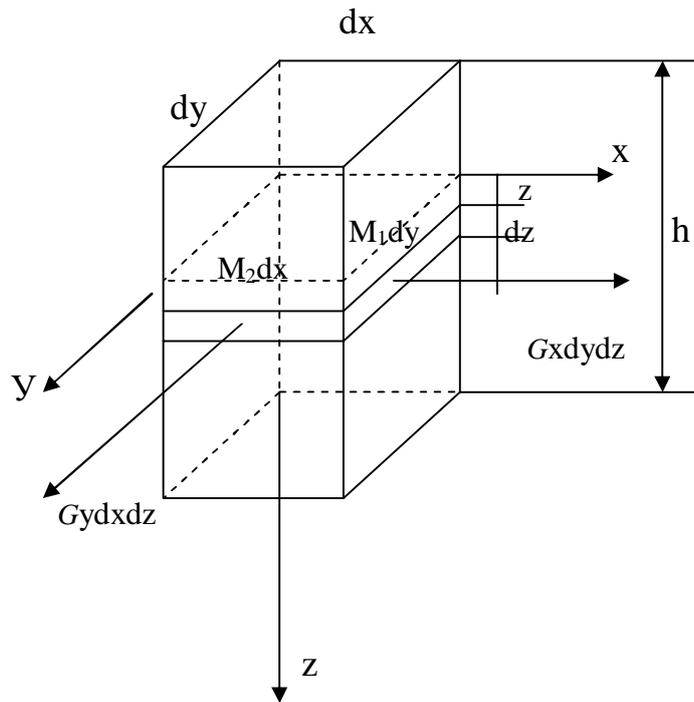
Чистый изгиб пластины.

Рассмотрим изгиб пластины $a b c d$ по контуру контуру которой приложены равномерно распределенные пары.

Моменты этих пар составляют по краям ab и cd M_1 на единицу длины а по краям ad и cb M_2 на единицу длины направления моментов показаны на эскизе.



Двумя парами вертикальных плоскостей вырежем из этой пластинки элемент dx , dy с высотой h .



Действие отброшенных частей заменим моментами, на правой и левой гранях $M_1 dy$, а на задней и передней гранях $M_2 dx$

$$M_1 dy = \int_{-h/2}^{h/2} G_x z dy dz$$

$$M_1 = \int_{-h/2}^{+h/2} G_x z dy dz \quad (2)$$

аналогично

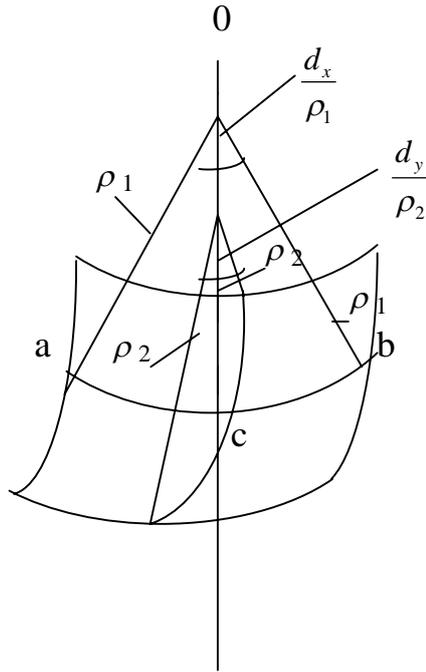
$$M_2 = \int_{-h/2}^{h/2} G_y z dz \quad (3)$$

Нашей целью является составление дифференциального уравнения чистого изгиба, т.е. нахождения зависимостей между моментами M_1 , M_2 и производными от прогиба W .

$$G_x = \frac{E}{1-\mu^2} (\epsilon_x + \mu \epsilon_y)$$

$$G_y = \frac{E}{1-\mu^2} (\epsilon_y + \mu \epsilon_x)$$

Обозначим через ρ_1 и ρ_2 радиусы кривизны срединной поверхности пластины в плоскостях xoz и yoz



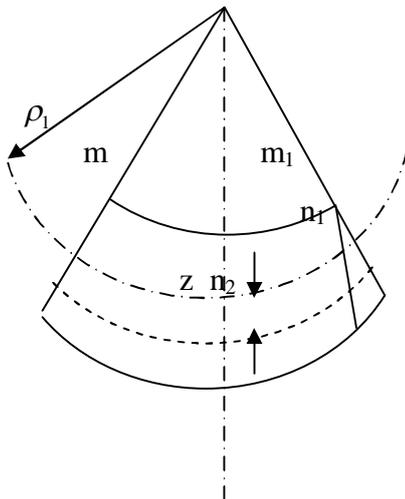
Под действием моментов $M_1 dy$ и $M_2 dx$ изгибающих пластину её срединная поверхность. Искривится так как показано на эскизе.

$$ac = \frac{d_x}{2} \quad \cos \angle cao = \frac{d_x}{2ao} = \sin aoc$$

следовательно

$$\angle aob = \frac{d_x}{ao} = \frac{d_x}{\rho_1}$$

Рассмотрим переднюю грань элемента.



$$\frac{n_2 n_1}{z} = \frac{m m_1}{-\rho_1}$$

$$\frac{n_2 n_1}{m m_1} = \epsilon_x = -\frac{z}{\rho_1}$$

аналогично

$$\epsilon_y = -\frac{z}{\rho_1}$$

Подставим эти значение в выражение для напряжений получим.

$$G_x = -\frac{E}{1-\mu^2} \left(\frac{1}{\rho_1} + \frac{\mu}{\rho_2} \right) z \quad G_y = -\frac{E}{1-\mu^2} \left(\frac{1}{\rho_2} + \frac{\mu}{\rho_1} \right) z$$

Для жестких пластин, при малых прогибах, можно кривизны заменить вторыми производными от прогибов т.е. положить

$$\frac{1}{\rho_1} = \frac{\partial^2 w}{\partial x^2}; \quad \frac{1}{\rho^2} = \frac{\partial^2 w}{\partial y^2}$$

тогда

$$G_x = - \frac{E}{1 - \mu^2} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \mu \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right) z \quad (4)$$

$$G_y = - \left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \mu \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right) z \quad (5)$$

Подставим эти значения напряжений в (2) и (3) получим

$$M_1 = - \frac{E}{1 - \mu^2} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \mu \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right) \frac{h^3}{12} \quad (6)$$

$$M_2 = - \frac{E}{1 - \mu^2} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \mu \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right) \frac{h^3}{12} \quad (7)$$

или

$$M_1 = -D \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \mu \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right) \quad (8)$$

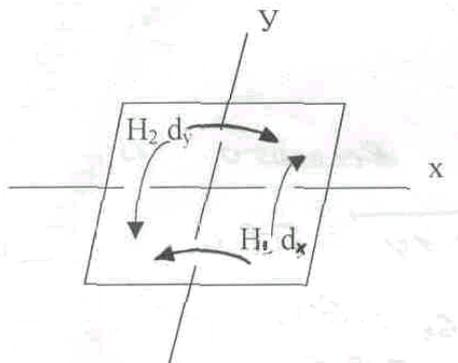
$$M_2 = -D \left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \mu \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right) \quad (9)$$

Эта система по существу аналогично дифференциальному уравнению изогнутой оси балки, и подставляет собой его обобщение
На случай чистого изгиба пластинки.

$$EY y^{11} = -M$$

Кручение пластинки.

Рассмотрим пластину нагруженную распределенными крутящими парами. Так, что пластина стремится получить следующий вид.

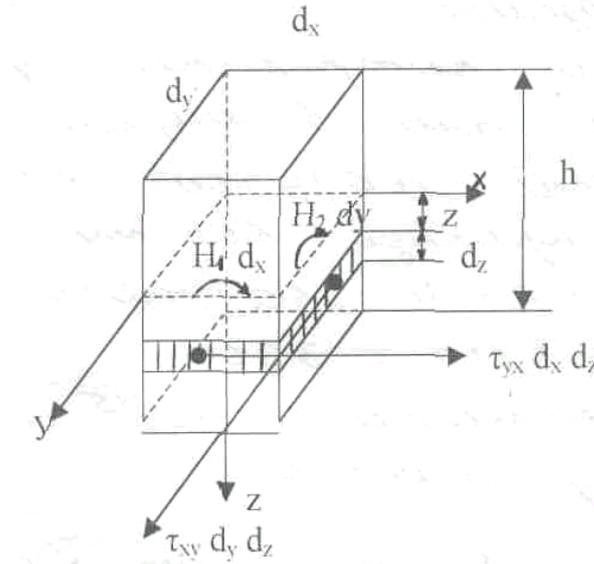


Из сопротивления материалов известно, что в сечении бруса имеющий вид очень узкого прямоугольника крутящий момент вызывает касательные напряжения, составляющие которых параллельной длинной стороне прямоугольника во много раз больше чем составляющие параллельной короткой стороне.

Поэтому при рассмотрении пластинок пренебрегают вертикальными касательными напряжениями

τ_{zx} и τ_{zy} в силу их малости.

Рассмотрим элемент пластины нагруженной распределенными крутящими парами.



Составим выражение момента всех усилий действующих по грани элемента.

$$\int_{-h/2}^{h/2} \tau x_y d_y d_z z = H_2 dy$$

откуда

$$H_2 = \int_{-h/2}^{h/2} \tau x_y z dz \quad (10)$$

аналогично

$$H_1 = \int_{-h/2}^{h/2} \tau_{yx} z dz \quad (11)$$

Из сопротивления материалов нам известно

$$\tau_{xy} = \frac{E \gamma_{xy}}{2(1+\mu)} = \frac{E}{2(1+\mu)} \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \quad (12)$$

u и v -- перемещения в направлении осей x и y .

γ_{xy} -- угол сдвига

Так как мы принимаем, что $\epsilon_z = 0$

то $\epsilon_z = \frac{dW}{dz} = 0$ деформация в направлении оси z

Из гипотезы о неискривляемости поперечных сечений пластины следует.

$$\gamma_{zx} = \gamma_{zy} = 0$$

$$\gamma_{zy} = \frac{\partial W}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} = 0$$

$$\gamma_{zx} = \frac{\partial W}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} = 0$$

Из этих уравнений следует.

$$\frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{\partial W}{\partial x}; \quad \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{\partial W}{\partial y}$$

Для эти выражения находим

$$U = -z \frac{\partial W}{\partial x}; \quad v = -z \frac{\partial W}{\partial y}.$$

Произвольные постоянные равны 0, так как при $z=0$ в соответствии с гипотезой 0 не растяжимости срединного слоя $u = v = 0$

Зная U и V определяем деформации.

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} = -z \frac{\partial^2 W}{\partial x \partial y} - z \frac{\partial^2 W}{\partial x \partial y} = -2z \frac{\partial^2 W}{\partial x \partial y} \quad (13)$$

Подставляя (13) в (12) получим

$$\tau_{xy} = -\frac{Ez}{1+\mu} \cdot \frac{\partial^2 W}{\partial x \partial y} \quad (14)$$

Подставим (14) в (10) находим

$$N_1 = N_2 = -D(1-\mu) \frac{\partial^2 W}{\partial x \partial y} \quad (15)$$

Общий случай изгиба пластины нагрузкой перпендикулярной её плоскости.

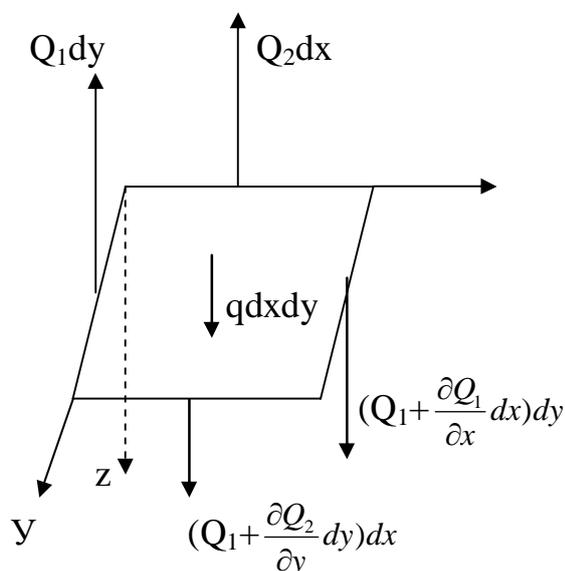
Рассмотрим пластину произвольной формы с нагрузкой перпендикулярное срединной плоскости и распределенной по произвольному закону.

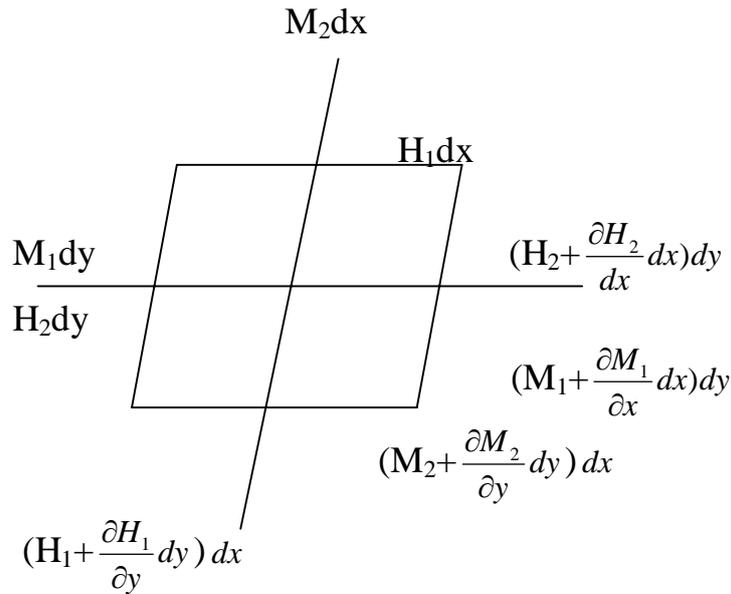
Края пластины могут быть шарнирно оперты, жестко заделаны или другие граничные условия обеспечивающие неподвижность пластины.

Требуется составить дифференциальные уравнения связывающие прогиб с нагрузкой.

В рассматриваемом случае усилий и моментов действующих в плоскости пластины не будет.

Ради простоты в место пластины изобразим её срединную плоскость, а усилия и моменты покажем на отдельных эскизах.





Проектируя все силы на ось z получим

$$(Q_1 + \frac{\partial Q_1}{\partial x} dx)dy - Q_2 dy + (Q_2 + \frac{\partial Q_2}{\partial y} dy)dx - Q_2 dx + q dx dy = 0$$

Рае кривая скоки и пренебрегая малыи второго порядка получим в окончательном виде.

$$\frac{\partial Q_1}{\partial x} + \frac{\partial Q_2}{\partial y} = -q \quad (16)$$

Составим сумму моментов относительно оси x

$$\begin{aligned} & (H_2 + \frac{\partial H_2}{\partial y} dy)dx - H_2 dy + (M_2 + \frac{\partial M_2}{\partial y} dy)dx - M_2 dx - (-Q_2 + \frac{\partial Q_2}{\partial y} dy)dx * dy - \\ & - (Q_1 + \frac{\partial Q_1}{\partial x} dx)dy * \frac{dy}{z} + Q_1 dy * \frac{dy}{z} - q dx dy * \frac{dy}{z} = 0 \end{aligned} \quad (17)$$

Отбрасывая малая высшего порядка сокращая, учитывая, что $H_1=H_2=H$.

$$Q_2 = -D(\frac{\partial^3 W}{\partial x^2 \partial y} + \frac{\partial^3 W}{\partial y^3}) \quad (18)$$

$$Q_2 = -D(\frac{\partial^3 W}{\partial x^3} + \frac{\partial^3 W}{\partial y^3})$$

Получили систему уравнений 16,17,18 с пятью неизвестными.

Q_1, Q_2, M_1, M_2, H .

Исключим Q_1 и Q_2 , для чего продифференцируем (17) и (18) получим

$$\frac{\partial^2 M_1}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 H}{\partial x \partial y} = \frac{\partial Q_1}{\partial x}$$

$$\frac{\partial^2 M_1}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 H}{\partial x \partial y} = \frac{\partial Q_2}{\partial y}$$

Подставляя это в (16) получим

$$\frac{\partial^2 M_1}{\partial x^2} + 2 \frac{\partial^2 H}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 M_2}{\partial y^2} = -q \quad (19)$$

Осталось три неизвестных M_1 , M_2 , H , выраженных через производные прогиба W полученные (8), (9), и (15).

$$M_1 = -D \left(\frac{\partial^2 W}{\partial x^2} + \mu \frac{\partial^2 W}{\partial y^2} \right)$$

$$M_2 = -D \left(\frac{\partial^3 W}{\partial x^3} + \mu \frac{\partial^2 W}{\partial x^2} \right)$$

$$H = -D(1 - \mu) \frac{\partial^2 W}{\partial x \partial y}$$

Возьмем производную по M_1 и M_2 и H .

$$\frac{\partial M_1}{\partial x} = -D \left(\frac{\partial^3 W}{\partial x^3} + \mu \frac{\partial^3 W}{\partial x \partial y^2} \right)$$

$$\frac{\partial^2 M_1}{\partial x^2} = -D \left(\frac{\partial^4 W}{\partial x^4} + \mu \frac{\partial^4 W}{\partial x^2 \partial y^2} \right)$$

аналогично

$$\frac{\partial^2 M_2}{\partial y^2} = -D \left(\frac{\partial^4 W}{\partial y^4} + \mu \frac{\partial^4 W}{\partial x^2 \partial y^2} \right)$$

$$\frac{\partial^2 H}{\partial x \partial y} = -D(1 - \mu) \frac{\partial^4 W}{\partial x^2 \partial y^2}$$

Подставляя найденные значения в (19) получим

$$\frac{\partial^4 M}{\partial x^4} + 2 \frac{\partial^4 W}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\partial^4 W}{\partial y^4} = \frac{q}{D} \quad (20)$$

Мы получили уравнения изогнутой оси пластины .

Ключевые слова и выражения.

Срединная плоскость и поверхность пластин. Радиусы кривизны срединной поверхности. Общий случай изгиба. Шарнирное опирание. Жесткая заделка.

Контрольные вопросы.

1. В чем смысл выражения общий случай изгиба ?
2. Что за понятие шарнирное опирание ?
3. Что за понятие жесткая заделка ?
4. Какое состояние пластины называется чистым изгибом ?
5. Какое состояние называется цилиндрическим изгибом пластины ?
6. Дайте определение понятию кривизна поверхности ?

Лекция №5

ТЕМА: Нормы прочности. Коэффициент безопасности. Основные расчетные случаи нагружении самолета.

План.

- Разбивка самолетов на классы.
- Коэффициент безопасности.
- Основные расчетные случаи.
- Нагружение самолёта.

Разбивка самолетов на классы

Все самолеты в зависимости от полетного веса и скорости полета могут быть разбиты на три класса:

Класс А – маневренные самолеты. К этому классу относятся самолеты, глубоко пикирующие и совершающие разные маневры (учебные самолеты).

Класс Б – ограниченно маневренные самолеты. К этому классу относятся самолеты, как правило, не пикирующие и совершающие маневры в основном из горизонтального самолета.

Класс В – неманевренные самолеты. К этому классу относятся пассажирские и транспортные самолеты.

Для каждого типа самолета в зависимости от полетного веса G и максимальной эксплуатационной перегрузки n_{\max}^3 . Следовательно,

$$n_{\max}^3 = f(G; q_{\max}),$$

где G – полетный вес самолета;

$$q_{\max} = \frac{\rho V_{\max}^2}{2} \text{ --- максимальный скоростной набор при горизонтальном полете.}$$

Для средних и тяжелых транспортных самолетов следует определить эксплуатационную перегрузку при полете в неспокойном воздухе.

Величины эксплуатационных перегрузок для каждого типа самолета задаются нормами прочности.

Для ориентировочного выбора эксплуатационных перегрузок n_{\max}^3 пассажирских и учебных тренировочных самолетов приводим табл.1.1

Таблица 1.1

Тип самолета	n_{\max}^3
Легкий учебный тренировочный самолет	8 – 9
Легкий скоростной пассажирский самолет	4 – 6
Средний пассажирский самолет	3 – 4
Тяжелый пассажирский самолет	2 – 3

Кроме того, в табл. 1.2 приводятся величины перегрузок, возникающие при выполнении на самолете фигур высшего пилотажа.

Таблица 1.2

Фигура	Перегрузка n^3
Спираль	3 – 4
Бочка	4 – 5
Боевой разворот	4 – 5
Штопор	2 – 3
Вираж	3 – 5
Многokратная бочка	5 – 7
Петля Нестерова	3 – 6

Как видно из таблиц 1.2, величины перегрузок при выполнении фигур высшего пилотажа не превосходят 6 – 7 .

Коэффициенты безопасности и их значение.

Коэффициенты безопасности вводятся для обеспечения определенного уровня безопасности конструкции от действия максимальных нагрузок с учетом рассеяния величин внешних нагрузок, действующих на конструкцию, и разброса несущих свойств конструкции в связи с допустимыми отклонениями технологических процессов и механических характеристик материалов.

Внешние нагрузки, действующие на самолет в полете или при посадке и движении по земле, называются действительными (эксплуатационными). Напряжения в элементах конструкции от этих нагрузок не должны превосходить предела пропорциональности или предела текучести материала, чтобы не возникали остаточные деформации в элементах конструкции выше регламентированных.

Коэффициент безопасности показывает, во сколько разрушающая нагрузка больше максимально возможной эксплуатационной нагрузки, действующей на самолет:

$$f = \frac{P_{разр}}{P_{max}^3} = \frac{Y_{разр}}{Y_{max}^3},$$

$$P_{разр} = P_{max}^3 * f; \quad Y_{разр} = Y_{max}^3 * f = G * n_{max}^3 * f,$$

где $P_{разр}$ – разрушающая (расчетная) нагрузка;

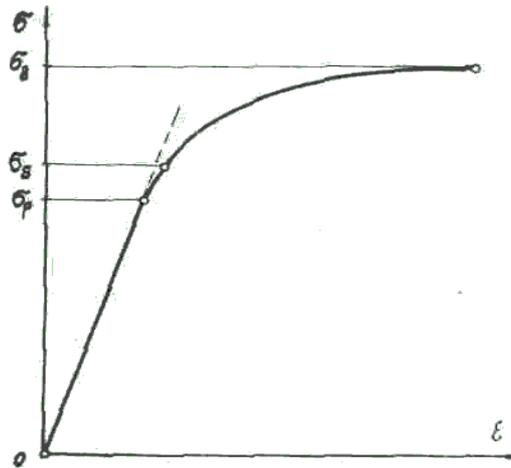
P_{max}^3 – максимально возможная эксплуатационная нагрузка;

f – коэффициент безопасности.

Поскольку в авиационной практике расчет конструкций прочность приятно производить на разрушающие, а не на эксплуатационные нагрузки, то благодаря введению коэффициента безопасности осуществляется перевод эксплуатационных нагрузок в разрушающие.

С точки зрения обеспечения безопасности полета коэффициент безопасности желательно брать наибольшим, а с точки зрения получения наилучших летных качеств самолета – наименьшим.

При выборе величины коэффициента безопасности следует руководствоваться следующим: при максимально возможной эксплуатационной нагрузке напряжения в элементах конструкции должны быть близки к пределу пропорциональности G_p и не превосходить предела текучести G_s .



Опыт эксплуатации самолетов и вышесказанное говорит о том, что коэффициент безопасности f следует выбирать в пределах 1,5 – 2,0. Если внешняя нагрузка, действующая на самолет, часто повторяется и действует продолжительное время, то $f = 2,0$.

Если нагрузка повторяется часто, но действует кратковременно, то $f = 1,65 \div 1,8$.

Если нагрузка возникает редко и действует кратковременно, то $f = 1,5$.

Расчетная перегрузка и расчетная нагрузка определяются умножением эксплуатационной перегрузки и эксплуатационной нагрузки на коэффициент безопасности f :

$$n^P = n^э f ;$$

$$P^P = P^э f .$$

В частности, расчетная подъемная сила будет

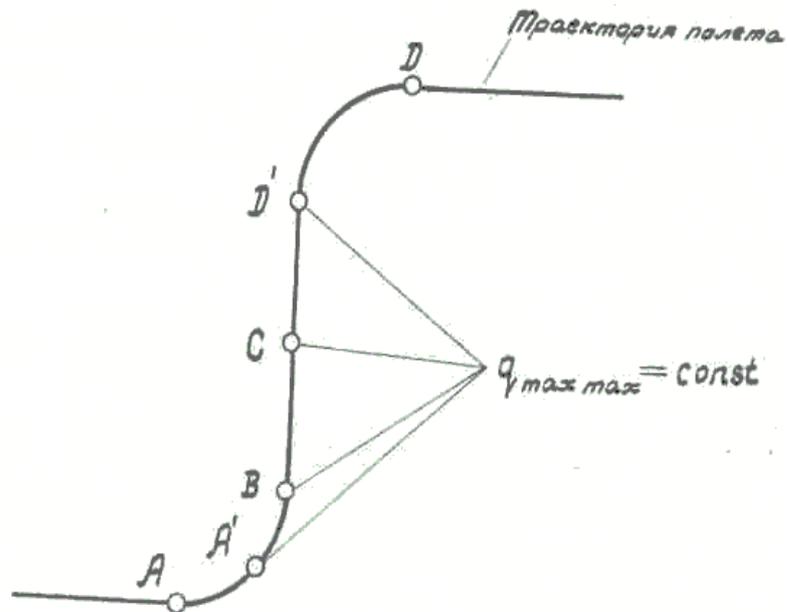
$$Y^P = Y^э f = Gn^э f = Gn^P .$$

Основные расчетные случаи нагружения самолета, их обоснование и связь с траекторией полета.

Для определения внешних нагрузок, действующих на самолет и его отдельные агрегаты при эксплуатации, установлены основные расчетные случаи, как наиболее тяжелые случаи нагружения. Произведя расчет на прочность и лабораторные статические испытания самолета на эти случаи, можно считать, что самолет будет достаточно прочным при условии его правильной эксплуатации.

Расчетные случаи нагружения делятся на полетные (А, А', В, С, Д, Д' и др.) и посадочные случаи (Е, Е', R₁, R₂ и др.).

На рис. дана траектория полета самолета с отмеченным и на ней точкам, соответствующими определенным расчетным случаям.



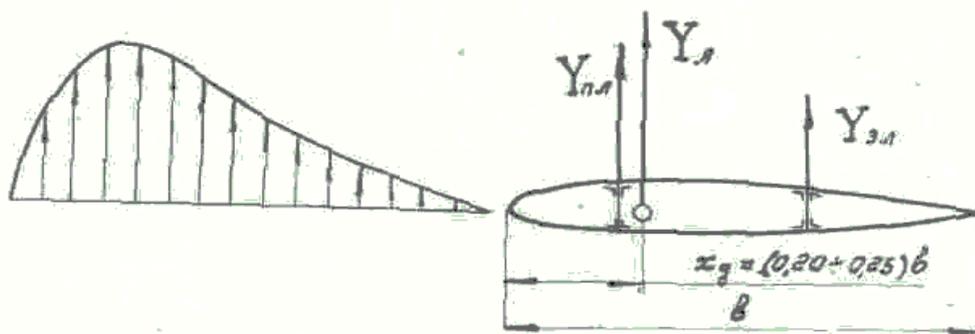
Случай А. Криволинейный полет самолета на угле атаки $\alpha_{кр}$, соответствующем максимальному коэффициенту подъемной силы $C_{y_{max}}$.
 Заданными величинами являются $C_{y_{max}}$, n_{max}° , $f = 1,5$ По этим данным определяются

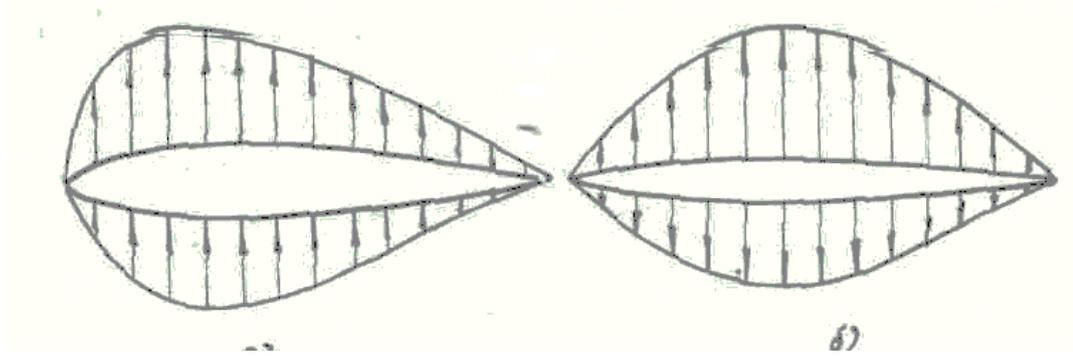
$$Y_{max}^{\circ} = Gn_{max}^{\circ} ;$$

$$Y^p = Y_{max}^{\circ} f ;$$

$$q = \frac{\rho V^2}{2} = \frac{G}{S_{кр}} \frac{n_{max}^{\circ}}{C_n} .$$

Распределение подъемной силы по хорде крыла показано на рис.





При дозвуковых скоростях полета подъемная сила создается за счет разрежения на верхней и давления на нижней поверхностях крыла самолета.

При сверхзвуковых скоростях подъемная сила создается за счет разности разрежений на верхней и нижней поверхностях крыла.

Из распределения аэродинамической нагрузки по хорде крыла видно, что в этом случае в большей степени нагружается передняя часть крыла. Центр давления находится в интервале $\bar{x}_d = 0,20 \div 0,25$. Следовательно, этот расчетный случай служит для обеспечения прочности переднего лонжерона и носка крыла.

Случай В. Криволинейный полет самолета на весьма малых положительных углах атаки ($\alpha = 1,5 \div 3,0^\circ$) с резким отклонением элеронов, или выход из пикирования на весьма малые углы атаки с максимально возможной скоростью, соответствующей $q_{\max \max}$.

Заданными величинами являются $q_{\max \max}$; $n_v = 0,5n_A$; $f = 2,0$. По этим данным определяются:

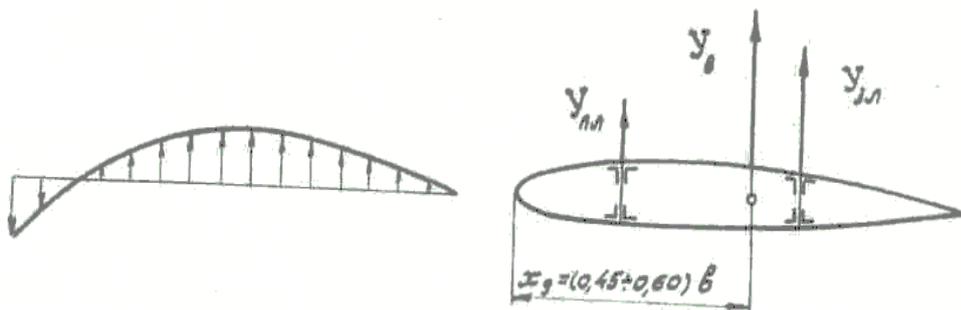
$$Y'_e = Gn'_e \langle Y'_A \rangle;$$

$$Y^p = Y'_e f = Gn'_e f;$$

$$c_{yв} = \frac{Gn'_e}{q_{\max \max} S_{кр}}.$$

Примерное распределение аэродинамической нагрузки по хорде крыла в случае В представлено на рис. В этом случае в большей степени нагружается хвостовая часть крыла.

Вследствие перемещения центра давления назад $\bar{x}_d = 0,45 \div 0,60$ на крыло действует значительный крутящий момент.



Следовательно, случай В должен быть расчетным для заднего лонжерона, элеронов, кончиков нервюр и иногда для обшивки крыла, которая подбирается в зависимости от крутящего момента.

Случай А´. Криволинейный полет самолета на малых положительных углах атаки $\alpha = 4+6^\circ$.

Заданными величинами являются $n_x^{\vartheta} = n_A^{\vartheta} = n_{\max}^{\vartheta}; q_A = q_{\max\max}; f = 1,5$.

По этим данным определяются

$$Y_A^{\vartheta} = Gn_A^{\vartheta} = G \cdot n_A^{\vartheta} = Gn_{\max}^{\vartheta};$$

$$C_{yA} = \frac{G \cdot n_A^{\vartheta}}{q_{\max} S_{кр}};$$

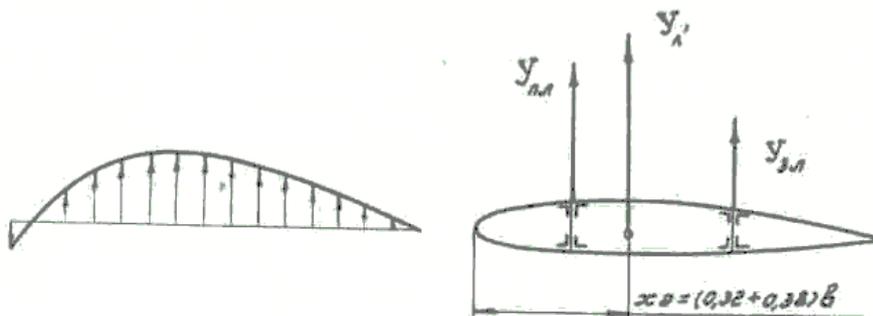
$$C_{yA} \cong 2C_{y\vartheta};$$

$$\alpha_A \cong 2\alpha_{\vartheta}.$$

Распределение аэродинамической нагрузки по хорде крыла показано на рис. Величина подъемной силы в случае А´ та же, что и в случае А, но так как в случае А´ полет совершается на меньшем угле атаки α , то картина распределения воздушной нагрузки по хорде крыла иная. Равенство подъемных сил для случаев А и А´ достигается за счет отличия скоростных напоров.

Случай А´ по величине изгибающего момента одинаков со случаем А, но по крутящему моменту он значительно тяжелее, так как центр давления перемещается к задней кромке и находится примерно на расстоянии 32 – 38% хорды от носка крыла.

В соответствии с этим расчетным случаем проверяется прочность лонжеронов и обшивки крыла.



Случай С. Отвесное пикирование с резким отклонением элеронов и максимальной возможной скоростью полета. В этом случае задаются $C_y \cong 0; n_c^{\vartheta} = 0; q_c = q_{\max}, f = 2,0$.

Если вес самолета равен лобовому сопротивлению ($G = X$), то имеем установившееся пикирование. Если $G > X$ то пикирование будет ускоренным.

Несмотря на существование на крыле подъемной силы $Y_{кр}$, принимаем ее равной нулю, так как она мала:

$$Y_{кр} \cong Y_{\vartheta}.$$

Из-за особенностей обтекания несимметричного профиля возникает пикирующий момент на крыле, величина которого может быть определена по формуле

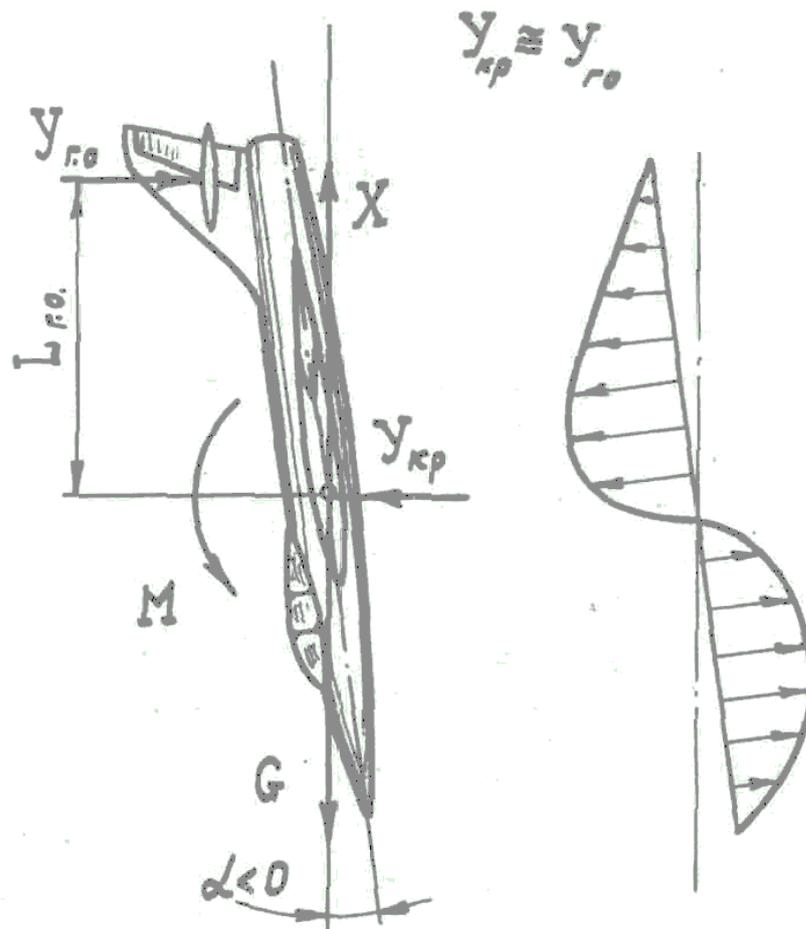
$$M_{кр} = c_{mo} q_{mm} S_{кр} b_o$$

или

$$M_{кр} = c_{mo} \frac{\rho V_{mm}^2}{2} S_{кр} b_o,$$

где c_{mo} – коэффициент аэродинамического момента – берется по результатам продувок крыла в аэродинамической трубе;

b_o – хорда крыла, относительно которой определен коэффициент момента c_{mo} .



Пикирующий момент на крыле должен быть уравновешен моментом от силы $Y_{го}$, возникающей на горизонтальном оперении:

$$M_{кр} = Y_{го} L_{го}$$

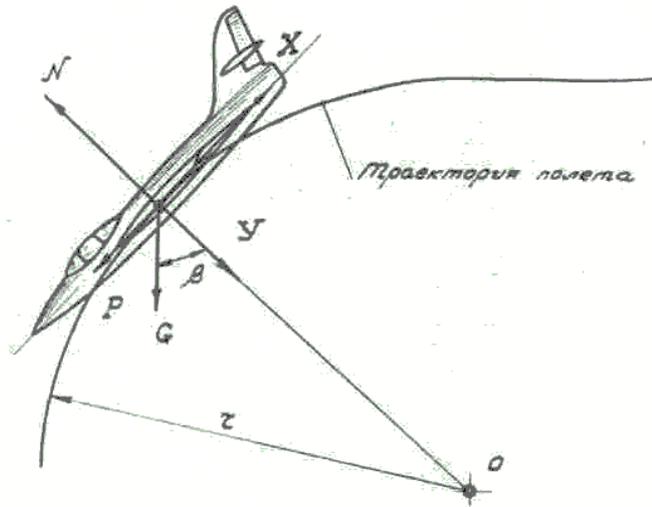
Где $L_{го}$ – расстояние от центра тяжести самолета до центра давления на горизонтальном оперении.

При применении симметричных профилей, для которых $c_{mo} = 0$, крутящий момент без отклонения элеронов будет равен нулю, и лишь при отклонении элеронов на крыле возникает значительный крутящий момент

$$M_{кр} = c_m q_{mm} S_{кр} b_o.$$

Случай С может отказаться расчетным по кручению.

Случай Д. Криволинейный полет с углом атаки, соответствующем отрицательному $c_{y_{max}}$, или резкий вход в пикирование.



Заданными величинами являются $n_D^z = -0,5n_A^z = -0,5n_{\max}^z$; $f = 1,5$.

Если скорость входа в пикирование равна скорости выхода из пикирования, т.е. $q_D = q_A$, то $|c_{yD}| = 0,5c_{y\max}$.

Случай Д введен в нормы прочности для проверки работы крыла на обратные нагрузки (по отношению к случаю А), так как элементы, работающие на растяжение в случае А, работают на сжатие в случае Д.

Случай Д' Криволинейный полет самолета на малых отрицательных углах атаки. Этот случай, как и случай Д, нагружает конструкции крыла на обратные нагрузки.

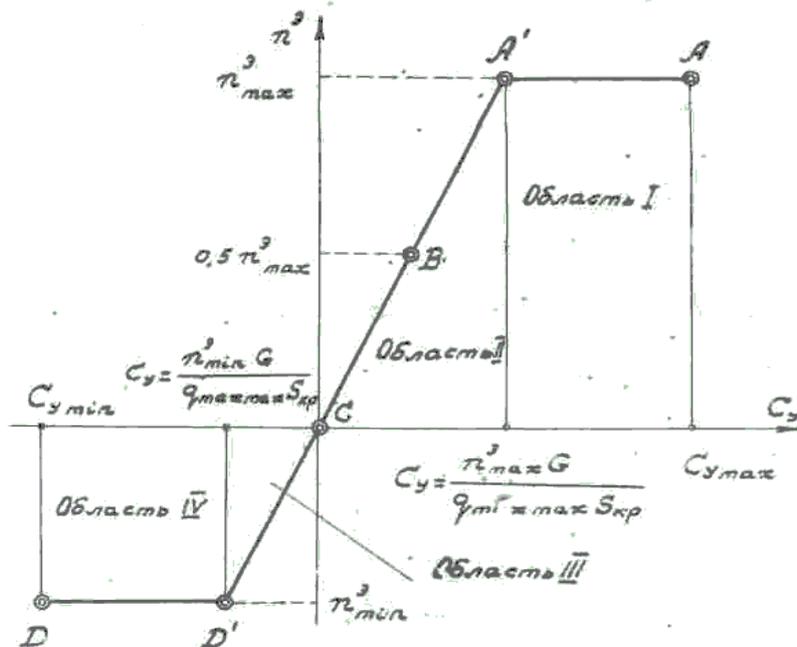
Здесь задаются $n_{D'}^z = -0,5n_A^z = n_D^z$; $f = 1,5$; $q_{D'} = q_{\min}$. По этим данным определяются

$$Y_{D'}^z = -Gn_{D'}^z,$$

$$Y_{D'}^p = -Gn_{D'}^z \cdot f;$$

$$c_{yD'} = \frac{G \cdot n_{D'}^z}{q_{\min} \cdot S_{кр}}.$$

Вследствие перемещения центра давления крыла назад по сравнению со случаем Д возникает значительный крутящий момент, «обратный» по знаку момента в случаях В и А'.



Область 1:

$$n^3_{\max} = \text{const}, q = v\alpha x; c_y = v\alpha x.$$

Скоростной напор q увеличивается до $q_{\max \max}$.
Коэффициент подъемной силы уменьшается от $c_{y \max}$ до $c_{yA'}$.

Область II.

$$q = q_{\max \max} = \text{const}; n^3 = v\alpha x; c_y = v\alpha x.$$

Перегрузка n^3 изменяется от n^3_{\max} до $n^3 = 0$, а коэффициент подъемной силы от значения $c_{yA'}$ до $c_y = 0$.

Область III.

$$n^3 = n^3_{\min} = \text{const}; q = v\alpha r; c_y = v\alpha r.$$

Скоростной напор q изменяется от $q = \frac{n^3_{\min} G / S_{kr}}{c_{y \min}}$ до $q_{\max \max}$ а c_y от $c_{yD'}$ до $c_{y \min}$.

Ключевые слова.

Коэффициент безопасности. Разрушающая нагрузка. Расчетные случаи нагружения.

Вопросы.

1. На какие классы разбиваются самолёты?
2. Какие перегрузки n^3_{\max} задаются по типу самолёта?
3. Дайте определение коэффициенту безопасности?
4. С какой целью установлены расчетные случаи нагружения?

Лекция №6

ТЕМА: Внешние нагрузки, действующие на крыло. Определение внешних нагрузок по размаху крыла.

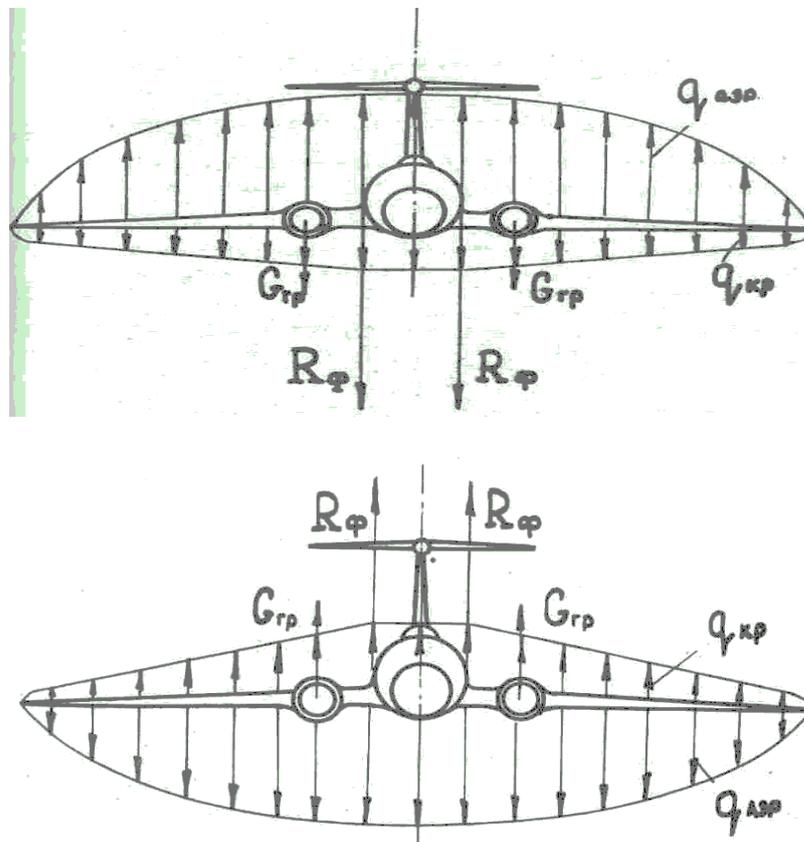
План

- Определение внешних нагрузок, действующих на крылья самолета.
- Распределение внешних нагрузок по размаху крыла.
- Учет стреловидности крыла.

Определение внешних нагрузок, действующих на крылья самолета.

В общем случае на крыло самолета действуют следующие нагрузки: аэродинамические силы и массовые силы веса крыла и сосредоточенных грузов, находящихся внутри или вне крыла.

На рис. показаны внешние нагрузки, действующие на крыло при небольших числах M на положительных углах атаки, а на рис. при полетах на отрицательных углах атаки.



Определение величин нагрузок.

Зная вес самолета G , эксплуатационную перегрузку n^3 и коэффициент безопасности f , можно определить величину расчетной подъемной силы крыла по формуле

$$Y^P = Y^3 f = Gn^3 f. \quad (1)$$

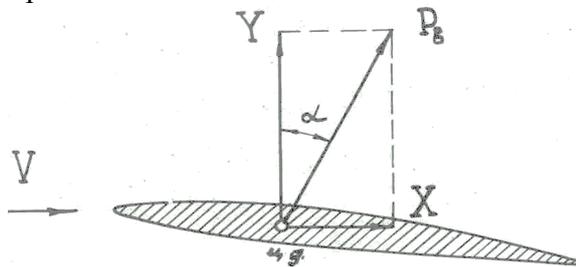
Величина полной воздушной нагрузки определится так:

$$P_6^P = \frac{Y^P}{\cos \alpha}, \quad (2)$$

где
$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{X}{Y} = \frac{c_{xкр}}{c_{укр}},$$

X – сила лобового сопротивления крыла;

Y – подъемная сила крыла.



Приближенно можно принять, что $\cos \alpha = 1,0$ тогда $P_e^p \cong Y^p$. Массовая расчетная нагрузка от собственного веса крыла будет

$$G_{кр}^p = G_{кр} n^3 f. \quad (3)$$

Расчетные нагрузки от масс сосредоточенных грузов, находящихся в крыле или подвешенных к нему, определяется так:

$$G_{зр}^p = G_{зр} n^3 f. \quad (4)$$

Следовательно, суммарная расчетная нагрузка, действующая на крыло, будет

$$P^p = (G - G_{кр} - \sum_{i=1}^n G_{зр}) n^3 f. \quad (5)$$

Распределение внешних нагрузок по размаху крыла.

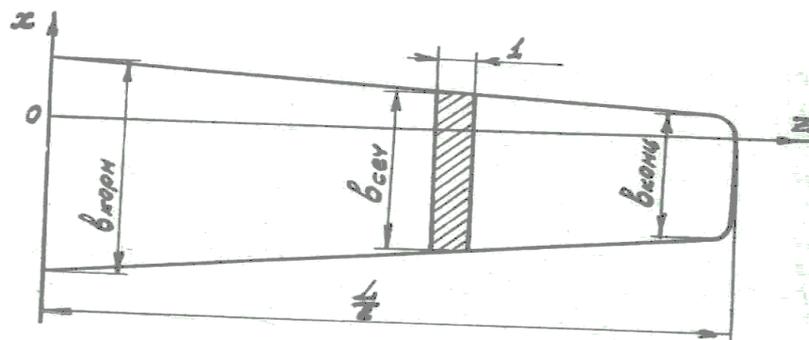
Вначале определим аэродинамические погонные нагрузки, а затем массовые нагрузки собственного веса крыла и масс сосредоточенных грузов, находящихся внутри или навешенных на крыло.

Распределение аэродинамических погонных нагрузок без учета закрутки крыла.

Аэродинамическая погонная нагрузка по размаху плоского крыла распределяется пропорционально относительно циркуляции крыла.

Погонная аэродинамическая нагрузка на единицу длины крыла запишется в виде

$$q_{аэр} = c_{у\text{сеч}} q b_{\text{сеч}}. \quad (6)$$



Подъемная сила определяется выражением

$$Y^{\circ} = Gn^{\circ} = c_{укр} q S_{кр}, \quad (7)$$

откуда скоростной напор

$$q = \frac{G \cdot n^{\circ}}{S_{кр} c_{укр}}. \quad (8)$$

Подставив в (6) вместо скоростного напора q его значение из (8), получим

$$q_{аэр} = \frac{Gn^{\circ}}{S_{кр}} \cdot \frac{c_{есеч} b_{сеч}}{c_{укр}}. \quad (9)$$

Формулу (9) можно представить по-иному:

$$q_{аэр} = \frac{Gn^{\circ} b_{сгх}}{S_{кр}} \cdot \frac{c_{усеч} b_{сеч}}{c_{укр} b_{сеч}}. \quad (10)$$

Выражение $\frac{c_{усеч} b_{сеч}}{c_{укр} b_{сгх}}$ называется относительной циркуляцией крыла и обозначается $\Gamma_{пр}$.

Для определения расчетной аэродинамической погонной нагрузки формулу (10) запишем окончательно в таком виде

$$q_{аэр}^p = \frac{Gn^{\circ} f b_{сгх}}{S_{кр}} \Gamma_{пр} = \frac{Gn^{\circ} f}{L} \Gamma_{пр}, \quad (11)$$

где $b_{сгх} = \frac{S_{кр}}{L}$ – средняя геометрическая хорда;

L – размах крыла;

$c_{усеч}$ – коэффициент подъемной силы в сечении крыла;

$c_{укр}$ – коэффициент подъемной силы крыла;

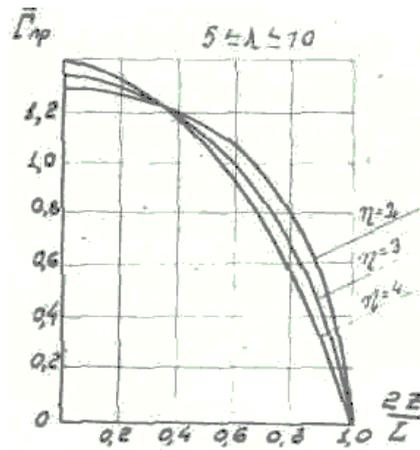
$b_{сеч}$ – хорда в сечении крыла;

$\Gamma_{пр}$ – относительная циркуляция по размаху прямого крыла.

Относительная циркуляция крыла $\Gamma_{пр}$ учитывает изменение коэффициента подъемной силы c_y по размаху крыла и сужение крыла τ .

На рис. представлена зависимость $\Gamma_{пр} = f\left(\frac{2z}{L}; \tau\right)$, где z – текущая координата по

полуразмаху крыла $L/2$; $\tau = \frac{b_{корн}}{b_{конц}}$ – сужение крыла.



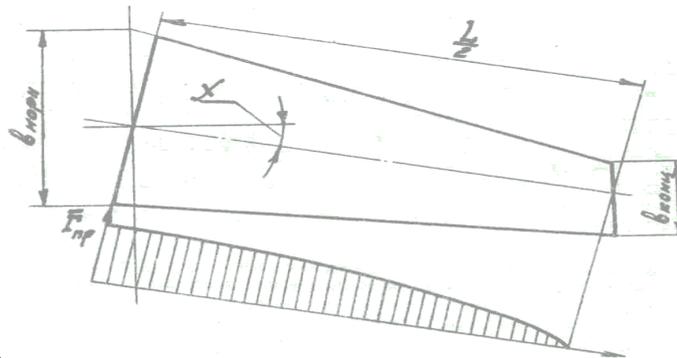
Учет влияния стреловидности крыла.

Стреловидность крыла несколько перераспределяет погонную аэродинамическую нагрузку по размаху крыла по сравнению с прямым крылом.

Прямая (положительная) стреловидность увеличивает нагрузку на концевые части крыла и уменьшает ее около фюзеляжной части.

Обратная (отрицательная) стреловидность, наоборот, разгружает концевые сечения крыла и нагружает сечения, близкие к заделке.

Приближенно можно распределять аэродинамическую нагрузку так же, как и для прямого крыла. В этом случае площадь в плане действительного крыла заменить площадью равновеликой трапеции, для которой можно пользоваться кривыми циркуляции $\bar{\Gamma}_{np}$ как это показано на рис



В этом случае суммарная погонная аэродинамическая нагрузка будет складываться из нагрузки прямого крыла и дополнительной нагрузки от влияния стреловидности:

$$q_{aэp}^p = \frac{Gn^2 f b_{cзх}}{S_{кр}} (\bar{\Gamma}_{np} + \Delta \bar{\Gamma}_{стр}) = k_1 (\bar{\Gamma}_{np} + \bar{\Gamma}_{стр}). \quad (18)$$

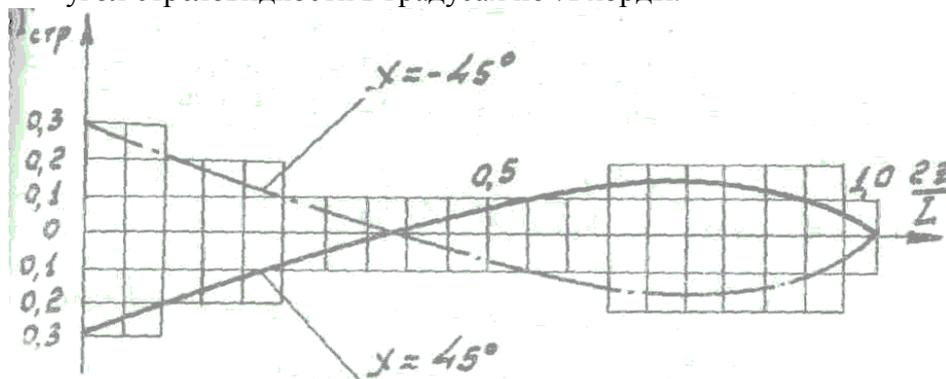
коэффициент пропорциональности

$$k_1 = \frac{Gn^2 f \cdot b_{cзх}}{S_{кр}}. \quad (19)$$

Изменение относительной циркуляции за счет стреловидности $\Delta \bar{\Gamma}_{стр}$ определяется по приближенной формуле:

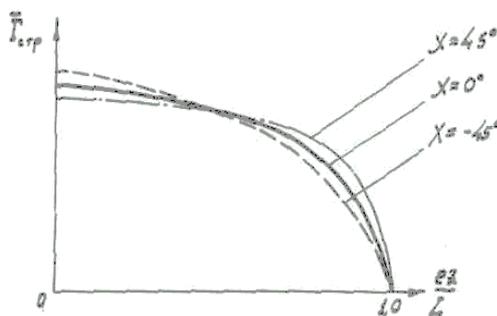
$$\Delta \bar{\Gamma}_{стр} \cong \Delta \bar{\Gamma}_{45} \cdot \frac{x^\circ}{45^\circ}, \quad (20)$$

$\Delta \bar{\Gamma}_{45}$ — изменение относительной циркуляции по размаху крыла при углах стреловидности $x = +45^\circ$ и $x = -45^\circ$
 x — угол стреловидности в градусах по $1/2$ хорды.



Зная $\Delta \bar{\Gamma}_{45}$, можно по формуле (20) определить изменение относительной циркуляции для любого угла стреловидности.

На рис. показано распределение относительной циркуляции $\bar{\Gamma}_{стр} = \bar{\Gamma}_{пр} \pm \Delta \bar{\Gamma}_{стр}$ по размаху крыла $\frac{2z}{L}$ при углах стреловидности $x = 0$, $x = +45^\circ$ и $x = -45^\circ$.



Ключевые слова.

Погонная аэродинамическая нагрузка.
 Относительная циркуляция крыла.
 Прямая и обратная стреловидности.

Вопросы.

1. Какие нагрузки, действуют на крылья самолета?
2. Как определяется расчетная подъемная сила крыла?
3. Каким образом влияет стреловидность крыла на распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла?

Лекция №7

ТЕМА: Определение нагрузок по хорде крыла. Построение эпюр перерезывающих сил, изгибающих и крутящих моментов по размаху крыла.

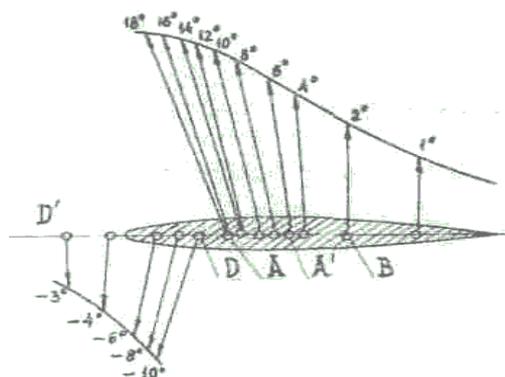
План

- Распределения нагрузок по хорде крыла и место их приложения.
- Положения центра давления.
- Построение эпюр по размаху крыла.

Распределение нагрузок по хорде крыла и место их приложения.

Аэродинамические нагрузки. Распределение аэродинамических нагрузок по хорде крыла зависит от двух параметров: угла атаки α и числа M , т.е. центр давления – место приложения аэродинамических нагрузок – $x_D = f(\alpha, M)$.

При больших числах M центр давления сдвигается к задней кромке крыла. При больших углах атаки α центр давления перемещается ближе к передней кромке, как это показано на рис.



Действительное распределение воздушной нагрузки профилю крыла можно получить только путем продувки аэродинамической трубе.

В случае отсутствия аэродинамических продувок при расчете можно пользоваться теоретическими кривыми или приближенными эмпирическими зависимостями, позволяющими получить эпюры распределения давления по хорде крыла в рассчитываемом сечении.

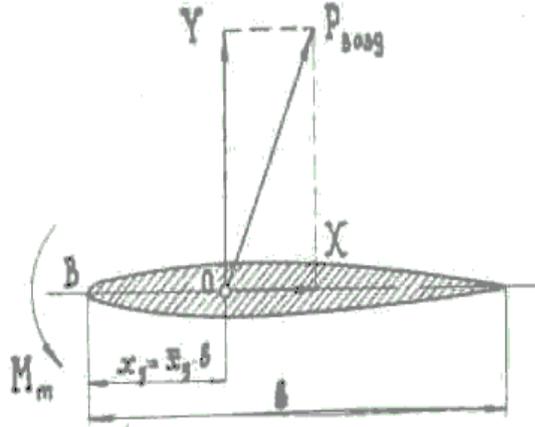
Распределение нагрузки по хорде крыла необходимо иметь для расчета на местную прочность обшивки и нервюр.

При расчете на общую прочность крыла распределение нагрузки по хорде не является необходимым.

Определение положения центра давления.

Пусть нам задан профиль, на который действует полная воздушная аэродинамическая нагрузка P_b , приложенная в центре давления профиля.

Расстояние от центра давления до передней кромки крыла (точка В) обозначим через $x_D = \bar{x}_D \cdot b$.



Подъемная сила Y создает момент относительно носка профиля крыла. Этот момент можно измерить на аэродинамических весах.

Сила лобового сопротивления момента не дает, так как она проходит через точку В. Величина момента от силы Y напишется в виде

$$M_m = c_y q S_{кр} \bar{x}_\delta b = c_m q S_{кр} b. \quad (22)$$

Откуда
$$\bar{x}_\delta = \frac{c_m}{c_y} \quad (23)$$

Приближенно для всего крыла центр давления определяется по формуле

$$\bar{x}_\delta \cong \frac{c_{mкр}}{c_{укр}}, \quad (24)$$

Где $c_{mкр}$ и $c_{укр}$ – коэффициенты момента и подъемной силы крыла, определяемые по кривым $c_{mкр} = c_{mкр}(\alpha)$ и $c_{укр} = c_{укр}(\alpha)$.

Формула (24) не учитывает сжимаемости воздуха и дает удовлетворительные результаты до скорости $V \cong 800$ км/час.

При учете сжимаемости воздуха центр давления

$$x_\delta = \left. \frac{dc_m}{dc_y} \right|_{сечсж} - \frac{c_{мосечсж}}{c_{усеч}}. \quad (25)$$

где $\left. \frac{dc_m}{dc_y} \right|_{сечсж}$ – абсолютная величина $\frac{dc_m}{dc_y}$ для профиля данного сечения –

берется из профильной характеристики $c_{мсеч}$ по c_y с учетом сжимаемости воздуха;

Коэффициент подъемной силы $c_{усеч}$ можно определить через относительную циркуляцию $\bar{\Gamma}_{пр}$ по формуле

$$C_{усечпр} = \frac{\bar{\Gamma}_{пр} c_{укр} b_{сгх}}{b_{сеч}}. \quad (26)$$

Для закрученного крыла

$$C_{усеч} = C_{усечпр} + \Delta C_{усечзакр} \quad (27)$$

где

$$\Delta C_{усечзакр} = \frac{\bar{\Gamma}_{закр} \cdot b_{сгх}}{b_{сеч} \cdot \varphi}. \quad (28)$$

При отсутствии данных испытаний в скоростных аэродинамических трубах

величины $\left| \frac{dc_m}{dc_y} \right|_{сечсж}$ и $C_{то сечсж}$ могут быть определены по формулам:

При числах $M < 0,8$

$$\left| \frac{dc_m}{dc_y} \right|_{сечсж} = \left| \frac{dc_m}{dc_y} \right|_{сечнесж}. \quad (29)$$

$$C_{то сечсж} = C_{то сечнесж} \frac{(1 + \frac{M^2}{5})^2}{\sqrt{1 - M^2}}. \quad (30)$$

при числах $M > 1,2$ $\left| \frac{dc_m}{dc_y} \right|_{сечсж} = (0,45 \div 0,5),$

$$C_{то сечсж} = 0.$$

Для современных скоростных самолетов применяются крылья с симметричным профилем, для которых коэффициент момента $C_{то несж} = 0$.

Положение центра давления при числах $M \leq 0,5$ на изолированном треугольном крыле с симметричным профилем приближенно можно определить по формуле

$$\left. \begin{aligned} \bar{x}_{окр} &= 0,37 - 0,01\lambda_{кр}, \\ \lambda_{кр} &= \frac{L^2}{S_{кр}} = \frac{4}{tg\chi_{пк}}, \end{aligned} \right\} \quad (31)$$

L – размах крыла;

$S_{кр}$ – площадь крыла в плане;

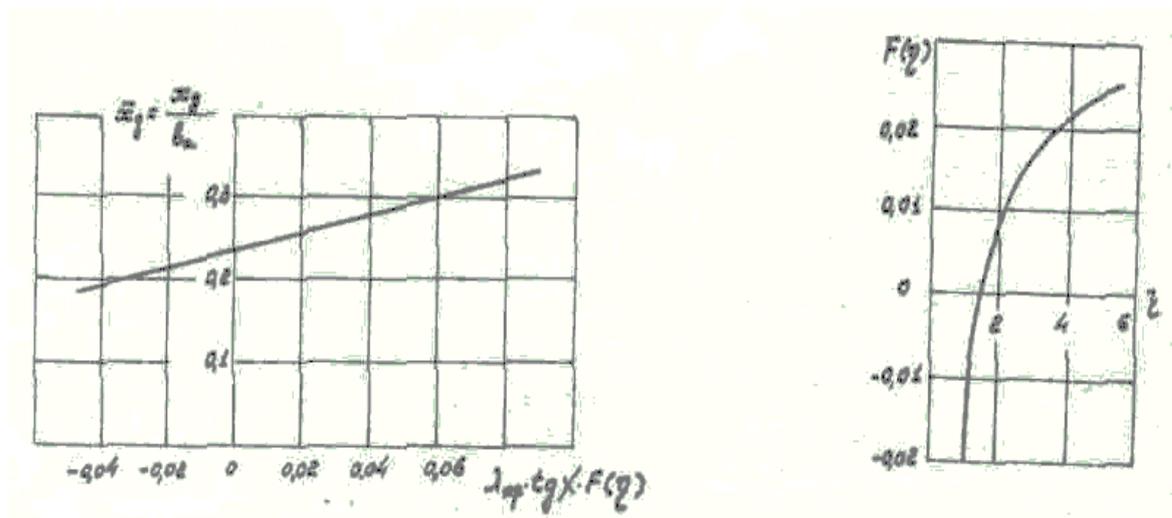
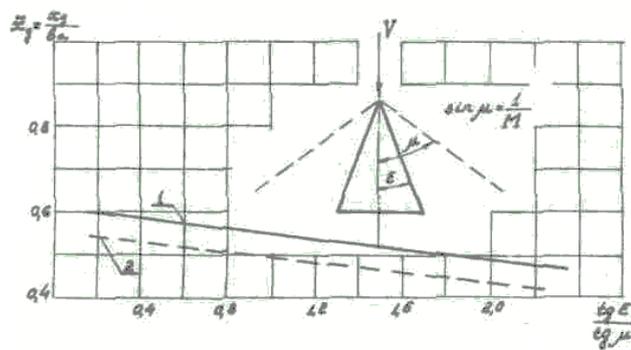
$\chi_{пк}$ – угол стреловидности крыла по передней кромке.

Выражение (31) можно использовать для определения координаты центра давления треугольных крыльев с удлинением $\lambda_{кр} = 1,5 \div 3,0$.

Положение центра давления у изолированного треугольного крыла с симметричным профилем при числах $M > 1$ можно определить, воспользовавшись графиком. Кривая 1 относится к треугольным крыльям с клиновидной передней кромкой, кривая 2 – к крыльям с эллиптической передней кромкой.

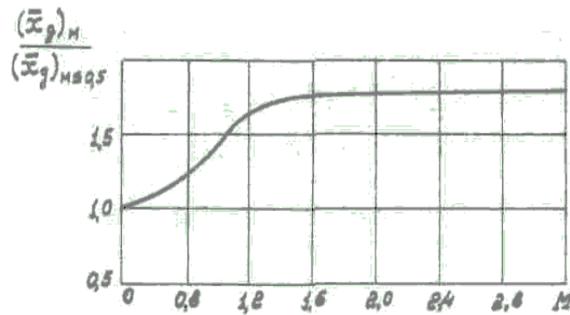
Относительную координату центра давления \bar{x}_D для изолированного стреловидного крыла с симметричным профилем при малых силах $M \leq 0,5$ можно определить из графика. Где по оси абсцисс отложена величина $\lambda_{кр} \cdot \text{tg} \chi_{нк} \cdot F(\tau)$, здесь $\chi_{нк}$ – стреловидность крыла по передней кромке; $F(\tau)$ – функция, зависящая от величины

сужения крыла; $\tau = \frac{b_{корн}}{b_{конц}}$ – сужение крыла.



Положение центра давления стреловидного крыла при числах $M > 1,0$ можно определить из графика, изображенного на рис. Этот график справедлив для углов стреловидности $\chi \geq 45^\circ$.

Интерференция крыла любой формы в плане с фюзеляжем приводит к уменьшению несущих свойств крыла $\frac{dc_y}{d\alpha}$ и смещению его центра давления по направлению к задней кромке. Величина этой интерференции зависит главным образом от величины отношения максимального диаметра фюзеляжа к размаху крыла, т.е. от $\frac{D\phi}{L}$.



Если на концах крыла устанавливаются топливные баки или мотогондолы, то их влияние на крыло сводится к увеличению производной $\frac{dc_y}{d\alpha}$ и перемещению центра давления вперед у треугольных и стреловидных крыльев. Такое влияние на крыло концевых гондол проявляется при наличии и отсутствии с фюзеляжем и концевыми мотогондолами при до звуковых и сверхзвуковых скоростях полета; $\bar{x}_{окр}$ — относительная координата центра давления изолированного крыла.

Массовые нагрузки собственного веса крыла и сосредоточенных грузов. Массовые нагрузки собственного веса конструкции крыла $q_{кр}$ прилагаются в центре тяжести профиля сечения, положение которого зависит от формы крыла в плане и расположения продольных силовых элементов.

При определении действительного положения центра тяжести сечения необходимо производить расчет в каждом конкретном случае.

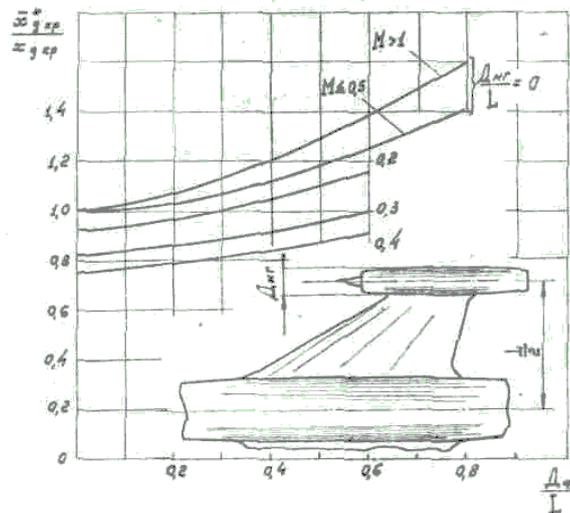
В целях сокращения вычислений можно приближенно при

для прямого крыла $x_m = (0,42 \div 0,45)b$;

для стреловидного крыла $\bar{x}_m = (0,38 \div 0,42)b$;

для треугольного крыла $x_m = (0,40 \div 0,44)b$.

Массовые нагрузки сосредоточенных грузов $G_{гр}$ прикладывается в центре тяжести этих грузов.

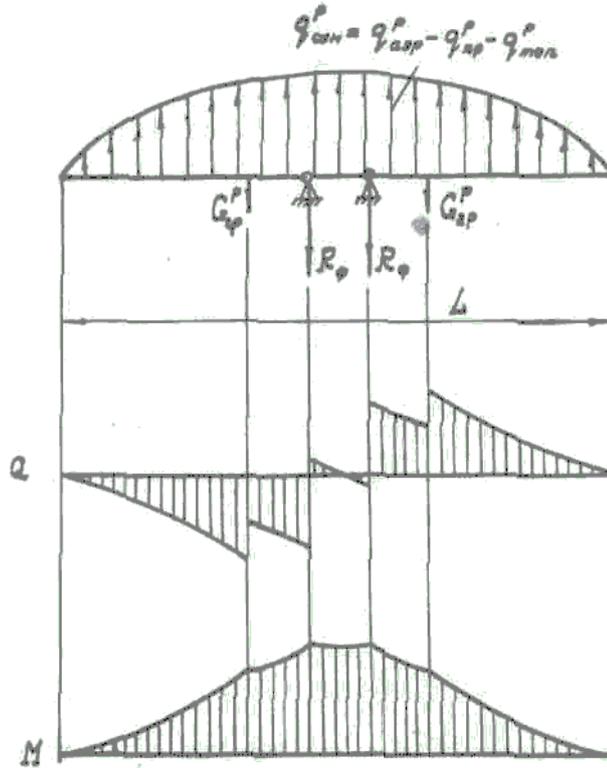


Массовые и аэродинамические нагрузки применяются параллельными между собой, но направлены в противоположенные стороны.

Построение эпюр перерезывающих сил, изгибающих и крутящих моментов по размаху крыла.

В общем случае крыло работает на изгиб и кручение.

При расчете свободнонесущее крыло рассматриваем как тонкостенную оболочку, лежащую на двух опорах. Опорами служат узлы крепления крыла к фюзеляжу.



Исходными данными для расчета крыла на прочность являются эпюры перерезывающих сил Q , изгибающих и крутящих моментов $M_{изг}$ и $M_{кр}$.

На рис показаны эпюры погонных нагрузок, перерезывающих сил и изгибающих моментов для крыла.

Расчетные погонные нагрузки от аэродинамических сил, собственного веса крыла и веса топливных баков определяются по формулам

$$q_{аэр}^p = \frac{G n^2 b_{сех}}{S_{кр}} \bar{\Gamma}_{сум} = k_1 \bar{\Gamma}_{сум}; \quad (32)$$

$$q_{кр}^p = \frac{G_{кр} n^3 f}{S_{кр}} b_{сеч} = k_2 b_{сеч}; \quad (33)$$

$$q_{\delta}^p = \frac{G_{\delta} n^3 f}{S_{\delta}} b_{сеч\delta} = k_3 b_{сеч\delta} \quad (34)$$

Расчетные перерезывающая сила и изгибающий момент в любом сечении крыла определяются по формулам

$$Q_{\delta}^p = \int_{\frac{L}{2}}^z q^p_{\text{сум}} dz - \sum_{i=1}^n G_{\text{икр}}^p; \quad (35)$$

$$M_x = \int_{\frac{L}{2}}^z Q_x dz, \quad (36)$$

где $q_{\text{сум}}^p = q_{\text{аэр}}^p - q_{\text{кр}}^p - q_m^p$ – суммарная расчетная погонная нагрузка, действующая на крыло;

$G_{\text{изр}}^p = G_{\text{изр}} n^2 f$ – расчетный вес груза, находящегося в крыле или подвешенного к нему.

В практике расчетов для определения величин перерезывающих сил и изгибающих моментов применяют способ графического интегрирования (способ трапеций).

Разбивая полуразмах крыла на n равных отсеков длиной Δx , вначале определяем суммарные погонные нагрузки в различных сечениях крыла. В случае со средоточных грузов можно разбивать полуразмах и на не равные по длине отсеки, в зависимости от удобства расчета.

Подсчет погонных нагрузок удобно вести табличным способом. (табл. 2).

Значения относительной циркуляции $\bar{\Gamma} = \bar{\Gamma} \left(\frac{2z}{L} \right)$ вносим в табл. 1, пользуясь графиками вида. Значения хорд $b_{\text{сеч}}$ и $b_{\text{сеч } \delta}$ снимаем с чертежа крыла. Затем подсчитываем погонные нагрузки по сечениям крыла и строим соответствующие эпюры этих нагрузок.

Т а б л и ц а 1.

Параметр	Номер сечения										
	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1	0
$\frac{2z}{L}$	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$\bar{\Gamma}_{\text{сум}}$											
$b_{\text{сеч}}$											
$b_{\text{сеч } \delta}$											
$q_{\text{аэр}}^p = k_1 \bar{\Gamma}_{\text{сум}}$											
$q_{\text{кр}}^p = k_2 b_{\text{сеч}}$											
$q_{\delta}^p = k_3 b_{\text{сеч } \delta}$											
$q_{\text{сум}}^p = q_{\text{аэр}}^p - q_{\text{кр}}^p - q_m^p$											

После интегрирования погонных нагрузок по способу трапеций получаем распределение изгибающих моментов (расчеты сведены в табл. 3).

Необходимые для построения табл. 3 параметры определяются по нижеприведенным формулам.

Среднее значение погонной нагрузки на каждом участке длиной Δz

$$q_{cpi}^p = \frac{q_{сумi} + q_{сумi+1}}{2}.$$

Приращение перерезывающей силы в любом сечении крыла

$$\Delta Q_i = q_{cpi}^p \cdot \Delta z.$$

Величина перерезывающей силы в любом сечении крыла

$$Q_i = \sum_{i=1}^n (\Delta Q_i - G_{cp}^p - R_{\phi}),$$

где n – количество участков, на которое разбит полуразмах крыла (обычно $n \geq 10$).

Приращение изгибающего момента на каждом участке длиной Δz

$$\Delta M_{изги} = Q_{cpi} \cdot \Delta z = \frac{Q_i + Q_{i+1}}{2} \Delta z.$$

Величина изгибающего момента в любом сечении крыла

$$M_{изги} = \sum_{i=1}^n \Delta M_{изги}.$$

Суммирование ΔQ_i и $\Delta M_{изги}$ удобно вести от свободного конца крыла к фюзеляжу.

Зная величины ΔQ_i и $\Delta M_{изги}$, строим эпюры перерезывающей силы и изгибающего момента по полуразмаху крыла. Величины крутящего момента по размаху крыла необходимы для определения толщины обшивки крыла и расчете крыла на флаттер.

Т а б л и ц а 2

Номер Сечения	Параметры									
	$q_{сумi}^p$	q_{cpi}^p	Δz	ΔQ_i	$\Delta Q_i - G_{cp}^p$	$\Delta Q - G_{cp}^p - R_{кр}$	Q_i	Q_{icp}	$\Delta M_{изги}$	$M_{изги}$
0										
1										
2										
3										

Эпюра крутящих моментов может быть построена относительно любой оси крыла. Если она построена относительно центров изгиба (жесткости), то имеем эпюру истинных крутящих моментов, так как крыло закручивается относительно линии жесткости. Если же крутящие моменты определяются относительно любой другой оси крыла, то получаем эпюру условных крутящих моментов.

Рассмотрим крыло, на котором нанесены уже известные линии центров давления 1, тяжести 3 и изгиба 2.

Погонный крутящий момент в каком-либо сечении от действия погонных аэродинамических сил и погонных сил веса крыла определится по формуле

$$m_i = q_{aэp}^p \alpha \pm q_{кр}^p \cdot \alpha_1. \quad (37)$$

Крутящий момент от сосредоточенного груза определится

$$\Delta M_{кргр} = G_{зр}^p \cdot \alpha_2. \quad (38)$$

Полный крутящий момент будет

$$M_{кри} = \int_{\frac{L}{2}}^z m_i dz \pm \sum_{k=1}^m \Delta M_{кргр}, \quad (39)$$

где α – расстояние от линии центров давления до линии центров изгиба;

α_1 – расстояние от линии центров тяжести до линии центров изгиба;

α_2 – расстояние от центра тяжести груза до линии центров изгиба крыла.

В практике расчетов при определении величины крутящего момента для чего составляют табл. 4.

Величину крутящего момента в любом сечении крыла получаем путем последовательного суммирования значений

$$\Delta M_{кри} \pm \Delta M_{кргр} :$$

$$M_{кри} = \sum_{i=1}^n (\Delta M_{кри} \pm \Delta M_{кргр}),$$

где n – число участков, на которые разбито крыло.

Эпюра крутящих моментов, построенная относительно оси центров изгиба показана на рис.

Т а б л и ц а 3

Номер сечения	Параметры					
	m_i	$m_{срi} = \frac{m_i + m_{i+}}{2}$	Δz	$\Delta M_{кри} = m_{срi} \Delta z$	$\Delta M_{кри} \pm \Delta M_{кргр}$	$M_{кри}$
0						
1						
2						
3						

Ключевые слова.

Продукки. Центр давления. Циркуляция.

Вопросы.

1. Дайте определение центру давления?
2. Что такое относительная циркуляция?
3. Приблизительно в каком месте профиля крыла располагаются центр тяжести для прямого крыла?

Лекция №8

ТЕМА: Общие методы расчета крыльев на прочность. Определение нормальных напряжений от изгибающего момента. Проектировочный метод расчета крыла.

План

- Общие методы расчета крыльев.
- Методы определения нормальных напряжений от изгибающего момента.
- Метод расчета при помощи редуцированных коэффициентов с использованием диаграмм деформаций.
- Проектировочный метод расчета.
- Расчет кессонного крыла.
- Расчет лонжеронного крыла.

Общие методы расчета крыльев на прочность

НЕКОТОРЫЕ ЗАМЕЧАНИЯ К ОБЩИМ МЕТОДАМ РАСЧЕТА КРЫЛЬЕВ

Поскольку о прочности авиационных конструкций (крыла, фюзеляжа и других агрегатов) принято судить окончательно по результатам испытаний на разрушающие нагрузки, то следует стремиться создать такой метод расчета, который позволял бы точно определять расчетные напряжения или предельные максимальные нагрузки, воспринимаемые спроектированной конструкцией крыла. Таким методом расчета с учетом работы конструкции за пределом упругости (в области пластических деформаций).

В самолетостроении коэффициенты безопасности задают величиной $f \geq 1,5$. Можно считать, что линейная зависимость между напряжениями и деформациями $G = \varphi(\varepsilon)$ сохраняется только до эксплуатационных нагрузок. В этом случае расчетные формулы и данные, получаемые по ним, справедливы.

Если расчет на прочность крыла произведен по разрушающим нагрузкам при линейной зависимости между деформациями и напряжениями (по закону Гука), то это не значит, что конструкция выдержит 100% разрушающей нагрузки. В данном случае действительные деформации будут значительно превышать по величине деформации, подсчитанные согласно линейной зависимости между деформациями и напряжениями. Такой расчет может дать лишь гарантию, что конструкция прочна до эксплуатационных нагрузок, и то при условии, что критические напряжения продольных элементов близки к пределу текучести.

Наилучшее совпадение расчетных данных с экспериментальными может быть достигнуто в результате расчета конструкции по пластическим деформациям, используя при этом диаграммы деформаций $G = \varphi(\varepsilon)$.

Существует два таких метода расчета: проверочный метод расчета при помощи редуцированных коэффициентов использованием и без использования диаграмм деформаций (графоаналитический метод).

Эти методы позволяют рассматривать тонкостенные конструкции, являющиеся несколько раз статически неопределимыми системами, как статически определимые при нахождении нормальных напряжений от изгибающего момента.

Иногда в инженерной практике для более точного расчета крыла в пределах упругости применяют классические методы: метод сил и метод перемещений.

В методе сил за неизвестные принимаются внутренние усилия, например, продольные усилия в стрингерах, полках лонжеронов. По найденным усилиям определяют напряжения.

В методе перемещений за неизвестные принимают перемещения. Определив перемещения, сначала находят деформации, а затем усилия.

В общем случае степень статической неопределимости крыла самолета может достигать нескольких сот. Так, если m – количество продольных силовых элементов (лонжероны, стрингеры), а n – количество нервюр, то крыло будет $(m - 3) \cdot (n - 2)$ раза статически неопределимом относительно продольных связей. Если учесть количество панелей, заключенных между продольными элементами, то количество связей будет еще больше, так как каждая стенка эквивалентна стержню в ферме и будет давать одну связь.

Решения таких сложных статически неопределимых систем классическими методами крайне трудоемка и практически невозможно без применения электронно – вычислительных машин или без использования метода последовательных приближений.

Основные предпосылки при расчетах.

1. Нормальные и касательные напряжения при изгибе крыла по толщине обшивки распределяются равномерно. Обшивка крыла работает одновременно на нормальные и касательные напряжения.

2. Деформации по высоте поперечного сечения крыла распределяются по закону плоскости, а нормальные напряжения по закону зависимости между напряжениями и деформациями материала согласно диаграмме деформаций $G = \varphi(\varepsilon)$.

Гипотеза плоскостного распределения деформации ε_z является достаточно точной для сечений крыла, удаленных от его заделки (фюзеляжа). Поскольку расчет производится по пластическим деформациям, то эффект стесненности при изгибе и кручении с учетом пластических деформаций существенно понижается. Эту гипотезу можно также распространять в первом приближении и для сечений крыла, находящихся в близки заделки.

3. При определении нормальных напряжений в продольных элементах от изгибающего момента пренебрегаем конусностью крыла по его размаху и полагаем, что нормальные напряжения в сечении призматической и конической оболочек равны между собой.

4. При определении касательных напряжений в поперечном сечении от крутящего момента пренебрегаем конусностью крыла по его размаху и принимаем, что касательные напряжения в сечении призматической и конической оболочек разнятся между собой весьма незначительно.

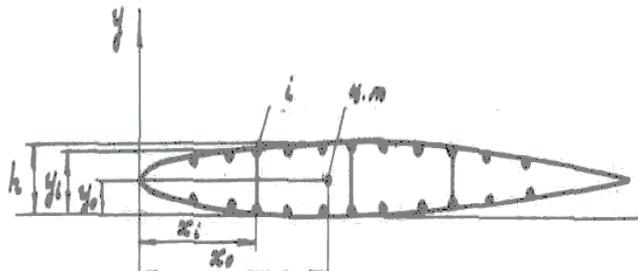
5. При определении касательных напряжений от перерезывающей силы за счет конусности крыла по его размаху.

6. Типовые (нормальные) нервюры в крыле предполагаются жесткими на изгиб в своей плоскости, а на кручение они имеют весьма малую жесткость (не работают).

Определение нормальных напряжений от изгибающего момента.

Метод расчета при помощи редуцированных коэффициентов с использованием диаграмм деформаций.

Пусть имеем заданное поперечное сечение крыла, состоящее из трех лонжеронов, стрингеров и обшивке. Это сечение отнесем к произвольной системе координат, в которой обозначим через x_0 и y_0 координаты центра тяжести сечения и через x_i и y_i – текущие координаты произвольного силового элемента.



На основании гипотезы о плоскостном распределении деформаций (в нашем случае по закону прямой линии) принимаем следующий закон распределения деформаций:

$$\varepsilon_z = Ay_i + B, \quad (1)$$

где ε_z – линейная деформация;

A – кривизна в плоскости изгиба yz ;

B – величина линейной деформации в фиксированной точке;

y_i – текущая координата по высоте сечения.

Нормальные напряжения изменяются по закону

$$G_z = \varphi(\varepsilon_z) = \varphi(Ay_i + B). \quad (2)$$

Уравнения равновесия в пределах и за пределами упругости имеют вид

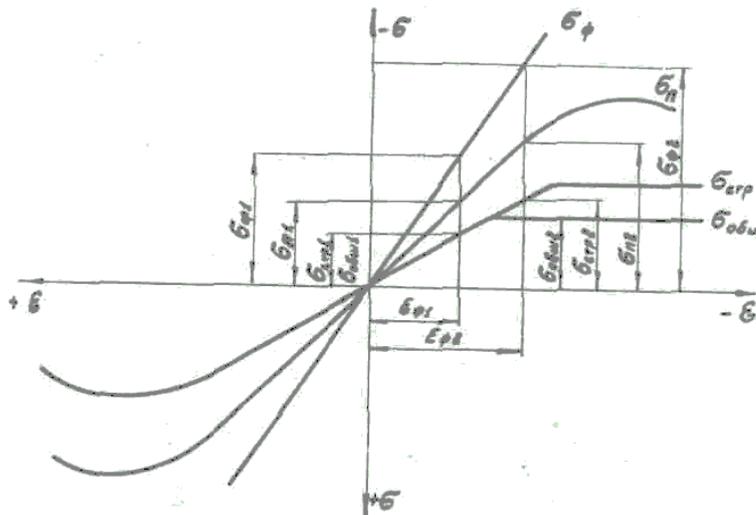
$$\left. \begin{aligned} \sum_{i=1}^n z_i = \sum_{i=1}^n G_{z_i} F_i &= 0; \\ \sum M_x = \sum_{i=1}^n G_{z_i} F_i y_i - M_p &= 0 \end{aligned} \right\} (3)$$

где $\sum_{i=1}^n G_{z_i} F_i y_i$ – момент от внутренних сил;

M_p – расчетный изгибающий момент;

n – количество продольных силовых элементов, работающих на изгиб.

Для расчета должны быть построены диаграммы деформаций для всех силовых продольных элементов сечения. В общем случае все они могут быть выполнены из различных материалов.



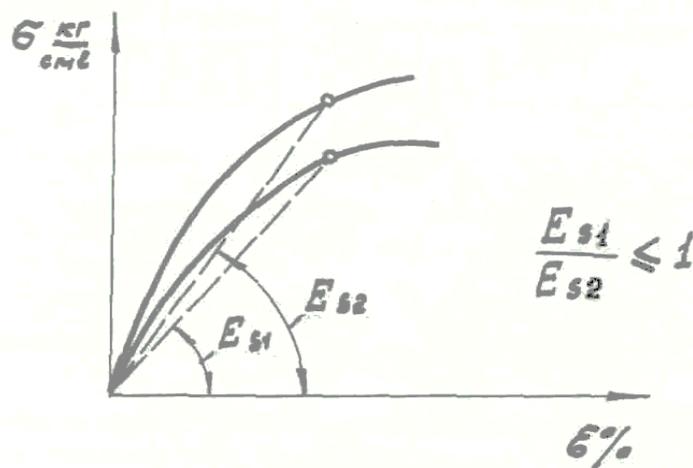
Поскольку поперечное сечение крыла неоднородно, то при расчете следует редуцировать все силовые элементы и привести их к одному материалу. Для определения редуцированных коэффициентов иногда вводят вспомогательную величину – секущий модуль. Отношение секущих модулей двух силовых элементов называют редуционным

коэффициентом $\varphi = \frac{Es_1}{Es_2}$. При расчете поперечных сечений мы будем определять

редуционные коэффициенты силовых элементов непосредственно через отношение истинных напряжений к некоторым фиктивным напряжениям при помощи диаграмм деформаций, применяя способ последовательных приближений. Тогда общая площадь редуцированного сечения.

$$F_{peg} = \sum_{i=1}^n \varphi_i F_i$$

Для определения фения фиктивных напряжений должна быть построена произвольная (фиктивная) диаграмма деформаций $G_{z\varphi} = \varphi(\varepsilon_{z\varphi})$, не изменяющаяся по линейному закону вплоть до момента разрушения материала. Если на графике фиктивная диаграмма деформаций проведена левее действительных диаграмм, что соответствует случаю, когда мы задаем более жесткий материал, то все редуционные коэффициенты будут по величине меньше единицы ($\varphi_i \leq 1,0$), если правее, то редуционные коэффициенты будут больше единицы ($\varphi_i \geq 1,0$). Мы будем придерживаться первого случая, когда $\varphi_i \leq 1,0$.



Нормальная напряжения от изгибающего момента M_x в случае несимметричного в силовом отношении профиля определяются по известной формуле

$$G_{z_i} = k \frac{M_{xp}}{J_{ox}} \left[(y_i - y_o) - (x_i - x_o) \frac{J_{oxy}}{J_{oy}} \right], \quad (4)$$

где

$$k = \frac{1}{J^2} \left(1 - \frac{oxy}{J_{ox} J_{oy}} \right)$$

– коэффициент, учитывающий несимметричность поперечного сечения крыла;

$$J_{oxy} = J_{xy} - \frac{S_x S_y}{\sum_{i=1}^n F_i}$$

– приведенный центробежный момент инерции сечения крыла относительно осей x_0 и y_0 ;

$$J_{ox} = J_x - \frac{S_x^2}{\sum_{i=1}^n F_i} \quad \text{и} \quad J_{oy} = J_y - \frac{S_y^2}{\sum_{i=1}^n F_i}$$

– приведенные моменты инерции сечения крыла относительно осей x_0 и y_0 ;

$$J_x = \sum_{i=1}^n F_i Y_i^2 \quad \text{и} \quad J_y = \sum_{i=1}^n F_i X_i^2$$

– приведенные моменты инерции сечения крыла относительно произвольных осей координат x и y ;

$$J_{xy} = \sum_{i=1}^n F_i x_i y_i$$

– приведенные статические моменты сечения крыла относительно осей x и y ;

$$x_o = \frac{S_y}{\sum_{i=1}^n F_i} \quad \text{и} \quad y_o = \frac{S_x}{\sum_{i=1}^n F_i}$$

– координаты центра тяжести сечения крыла относительно осей x и y ;

F_i – редуцированная площадь любого продольного элемента (с приведенной обшивкой) сечения крыла.

Если поперечное сечение крыла симметричное в силовом отношении или близкое к симметричному ($J_{oxy} \cong 0$), то формула (4) упрощается и принимает вид

$$G_{z_i} = \frac{M_{xp}}{J_{ox}} (Y_i - Y_o) \quad (5)$$

При определении нормальных напряжений по формулам (4) и (5) воспользуемся способом последовательных приближений, сущность которого состоит в следующем.

1 приближение. Принимаем, что лонжероны, стрингеры и обшивка в сечении крыла работают с редуцированным коэффициентом $\varphi_1 = 1,0$ независимо от того, из какого материала они изготовлены (сечение работает полностью). Подсчитываем площади поперечных сечений силовых элементов

$$F'_i = F_{i_o} \cdot \varphi_1 = F_{i_o} .$$

(поясов лонжерона, стрингеров и обшивки), находим статические моменты S_{x1} и S_{y1} , координаты центра тяжести x_{01} и y_{01} , моменты инерции $J_{x1}, J_{y1}, J_{xy1}, J_{ox1}, J_{oy1}, J_{oxy1}$. Затем определяем нормальные напряжения от изгибающего момента $G_{\phi 1}$ для каждого силового элемента по формулам (4) или (5). Далее по оси ординат диаграммы деформаций откладываем величины нормальных напряжений

$G_{\phi 1}$, проводим горизонтальную линию до пересечения с фиктивной диаграммой деформаций, из точек пересечения проводим вертикали, которые пересекут все действительные диаграммы деформаций и дадут истинные напряжения $G_{п1}$, $G_{стр}$ и $G_{общ1}$.

II приближение. Зная истинные нормальные напряжения, определяем величины редуционных коэффициентов второго приближения:

$$\varphi_{n2} = \frac{G_{n1}}{G_{\phi 1}} \quad (\text{для лонжеронов});$$

$$\varphi_{стр2} = \frac{G_{стр2}}{G_{\phi 1}} \quad (\text{для стрингеров});$$

$$\varphi_{обш2} = \frac{G_{обш2}}{G_{\phi 2}} \quad (\text{для обшивки}).$$

По значениям редуционных коэффициентов φ_3 необходимо определить новые приведенные площади силовых элементов:

$$F_{n3} = F_{но} \varphi_{n3};$$

$$F_{стр3} = F_{стро} \varphi_{стр3};$$

$$F_{обш3} = F_{обшо} \varphi_{обш3}.$$

Далее определяем все необходимые расчетные данные, соответствующие третьему приближению, по аналогии с первыми двумя.

Как правило, при расчете поперечного сечения крыла достаточно сделать три последовательных приближения, так как четвертое приближение или совпадает с третьим или отличается от него весьма незначительно.

Следует заметить, что при расчете за основную диаграмму деформаций (основной материал) рекомендуется брать диаграмму наиболее сильного в прочностном отношении конструктивного элемента крыла, например, полки лонжерона.

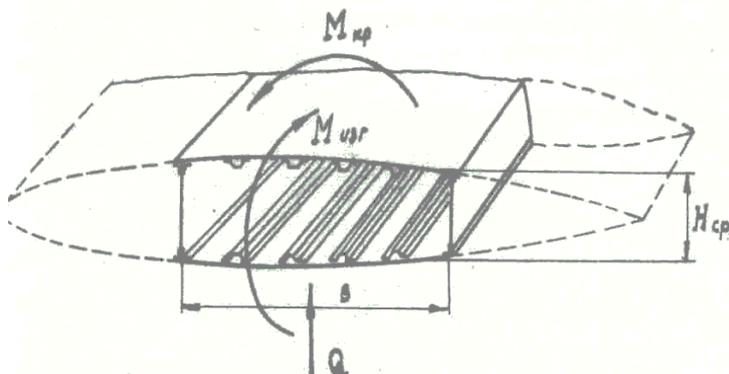
Проектировочный метод расчета.

Выше были рассмотрены поверочные методы расчета поперечного сечения крыла, т.е. методы, позволяющие определить действительные нормальные напряжения в продольных элементах и коэффициенты запаса прочности уже спроектированного крыла.

Проектировочный метод расчета, в отличие от поверочных методов, позволяет при известных внешних нагрузках Q , $M_{изг}$, $M_{кр}$, заданной форме крыла в плане и аэродинамическом профиле подобрать поперечное сечение крыла и знать приближенно величины нормальных напряжений G и коэффициенты запаса прочности τ в его продольных элементах.

Примем, что внешние нагрузки воспринимает только средняя часть крыла – кессон т.е. изгибающий момент $M_{изг}$ воспринимается верхней и нижней панелями кессона,

перерезывающая сила Q – стенками и крутящий момент $M_{кр}$ – замкнутым контуром кессона.



Проектировочный расчет следует вести в такой последовательности.

1. По величине крутящего момента $M_{кр}$ в сечении крыла, используя формулу Бредта

$q = \frac{M_{кр}}{2\omega}$, определяем толщину обшивки крыла

$$\delta = \frac{q}{\tau_p} = \frac{M_{кр}}{2\omega\tau_p}, \quad (21)$$

где q – поток касательных сил по контуру поперечного сечения кессона, возникший от действия крутящего момента;

ω – площадь, ограниченная контуром поперечного сечения кессона;

τ_p – расчетное касательное напряжение.

2. По величине изгибающего момента $M_{изг}$ подбираем продольный набор крыла.

Силы, действующие на верхнюю и нижнюю панели крыла

$$p = \pm \frac{M_{изг}}{H_{cp}}, \quad (22)$$

где $H_{cp} = \frac{H_n + H_3}{2}$ – средняя высота кессона;

H_n и H_3 – высота переднего и заднего лонжеронов кессона.

Задаваясь расчетными напряжениями G_p , по величине силы p определяем площадь поперечного сечения стрингерного набора:

В растянутой зоне

$$\left. \begin{aligned} G_p &\cong 0,8G_b = \frac{P}{nF_{cmp} + B_\delta}, \\ nF_{cmp} &= \frac{P - 0,8G_b B_\delta}{0,8G_b}; \end{aligned} \right\} \quad (23)$$

в сжатой зоне

$$\left. \begin{aligned} G_p = G_{кр} &= \frac{P}{nF_{стр} + \varphi B \delta}, \\ nF_{стр} &= \frac{P - G_{кр} \varphi B \delta}{G_{кр}}, \end{aligned} \right\} (24)$$

где $G_{кр}$ – расчетное напряжение стрингеров;

δ – толщина обшивки, определяемая по формуле (21);

B – ширина панелей кессона;

φ – редуцированный коэффициент обшивки.

Формулы (23) и (24) справедливы при одинаковых материалах.

В случае разных материалов площадь поперечного сечения обшивки следует умножить на отношение модулей упругости обшивки и стрингеров.

3. По величине перерезывающей силы \overline{Q}_{yp} с учетом конусности крыла определяем толщины стенок переднего и заднего лонжеронов.

Распределение перерезывающей силы по стенкам лонжеронов в случае двух лонжеронного крыла следует вести согласно равенствам

$$\left. \begin{aligned} \overline{Q}_{yp} &= Q_n + Q_3; \\ \frac{Q_n}{Q_3} &= \frac{H_n}{H_3}. \end{aligned} \right\} (25)$$

когда толщины стенок для переднего и заднего лонжеронов будут

$$\left. \begin{aligned} \delta_n &= \frac{Q_n}{H_n \tau_p}; \\ \delta_3 &= \frac{Q_3}{H_3 \tau_p}. \end{aligned} \right\} (26)$$

После того как определены основные геометрические размеры силовых элементов поперечного сечения кессона, следует провести поверочного сечения кессона.

Проектировочный расчет лонжеронного крыла мало чем отличается от расчета кессонного крыла. По величинам $M_{кр}$ и Q аналогичным образом определяются необходимые толщины обшивки и стенок лонжеронов, а по величине $M_{изг}$ – площади продольного набора крыла. Для упрощения расчета считаем, что 80% изгибающего момента воспринимается лонжеронами, 20% -- при совместной работе стрингеров и обшивки.

Так как распределение $M_{изг}$ по лонжеронам зависит от этих изгибной жесткости

$\frac{M_n}{M_3} = \frac{(EJ)_n}{(EJ)_3}$, а величины EJ при проектировочном расчете неизвестны, то

приближенно принимаем, что на долю переднего лонжерона приходится 80% изгибающего момента, а на долю заднего лонжерона – 40%. Тогда площади полок лонжеронов в растянутой зоне

$$\left. \begin{aligned} M_n &= 0,6 \cdot 0,8 M_{изг} = 0,48 M_{изг}; \\ M_3 &= 0,4 \cdot 0,8 M_{изг} = 0,32 M_{изг}; \end{aligned} \right\} \quad (27)$$

$$\left. \begin{aligned} \Gamma_n &= \frac{0,48 M_{изг}}{H_n G_{pn}}; \\ F_3 &= \frac{0,32 M_{изг}}{H_3 G_{p3}}; \end{aligned} \right\} \quad (28)$$

Для сжатой зоны крыла подбор площадей поперечного сечения лонжеронов производим при условии, что критические напряжения полок лонжеронов больше предела прочности ($G_{кр} \geq G_b$), т.е. полки лонжерона при сжатии работают так же, как и при растяжении:

$$\left. \begin{aligned} F_n &= \frac{0,48 M_{изг}}{H_n G_b}; \\ F_3 &= \frac{0,32 M_{изг}}{H_3 G_b}. \end{aligned} \right\} \quad (29)$$

Однако в этом случае после определения конфигурации полок лонжеронов они должны быть проверены на общую и местную потерю устойчивости.

Силы, действующие на верхнюю панель лонжеронного крыла,

$$p = \pm \frac{0,2 M_{изг}}{H_{cp}}. \quad (30)$$

В этом случае площадь стрингерного набора находится соответственно для растянутой и сжатой зоны крыла по следующим формулам:

$$\left. \begin{aligned} G_p &= \frac{P}{nF_{стр} + B\delta}; \\ G_{кр} &= \frac{P}{nF_{стр} + \varphi_{обш} B\delta} \end{aligned} \right\} \quad (31)$$

Ключевые слова.

Поверочный метод расчета. Метод сил. Метод перемещений. Редукционный коэффициент. Кессонная часть крыла. Верхние и нижние панели крыла

Вопросы.

1. Дайте определение понятию поверочный метод расчета?
2. Что за неизвестное принимается в методе сил?
3. Что за неизвестное принимается в методе перемещений?
4. Дайте определение редукционному коэффициенту?
5. Какие элементы крыла воспринимают перерезывающие силы?
6. Какие элементы крыла воспринимают изгибающие моменты?
7. Какие элементы крыла воспринимают крутящие моменты?

Лекция №9

ТЕМА: Определение внешних нагрузок и расчет на прочность горизонтальных и вертикальных оперений.

План

- Назначение хвостового оперение.
- Определение внешних нагрузок на горизонтальное оперение однокилевой схемы.
- Построение эпюр внешних нагрузок по размаху оперения.
- Расчет на прочность двухлонжеронного управляемого оперения.
- Расчет на прочность однолонжеронного управляемого горизонтального оперения.
- Определение внешних нагрузок на вертикальное оперение однокилевой схемы.
- Расчет на прочность вертикального оперения.

НАЗНАЧЕНИЕ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

Хвостовое оперение необходимо для обеспечения продольной и путевой устойчивости и управляемости самолета. Оно делится на горизонтальную и вертикальную несущие поверхности. Горизонтальное оперение служит для управления полета и маневра самолета в вертикальной плоскости, а вертикальное оперение – для направления полетом в горизонтальной плоскости. Оперение на самолетах принимается однокилевое, двух килевое и многокилевое (с рулями высоты и направления). В последнее время на сверхзвуковых самолетах в связи с недостаточной эффективностью рулей высоты стали широко применяться управляемые цельно поворотные оперения.

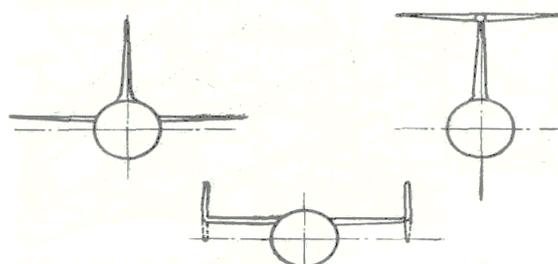


Рис.1

По форме оперения в плане бывают также различными: прямыми, стреловидными и треугольными. Некоторые схемы оперения показаны на рис. 1 и 2.

Выбор оперения самолета диктуется, главным образом, соображениями аэродинамики. Нормальные силовые конструктивные схемы горизонтального и

вертикального оперения аналогичны конструктивной схеме крыла. Стабилизатор и киль оперения чаще всего имеют двух лонжеронную схему (рис. 3). Стабилизатор крепится непосредственно к фюзеляжу или вертикальному оперению. Киль выполняется как одно целое к фюзеляжем или изготавливается отдельно и затем крепится при помощи четырех узлов к фюзеляжу.

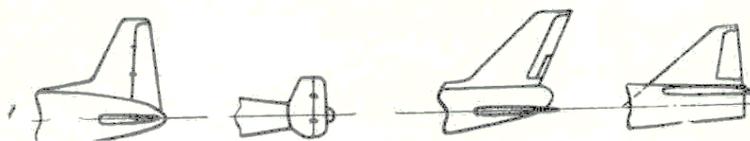


Рис. 2.

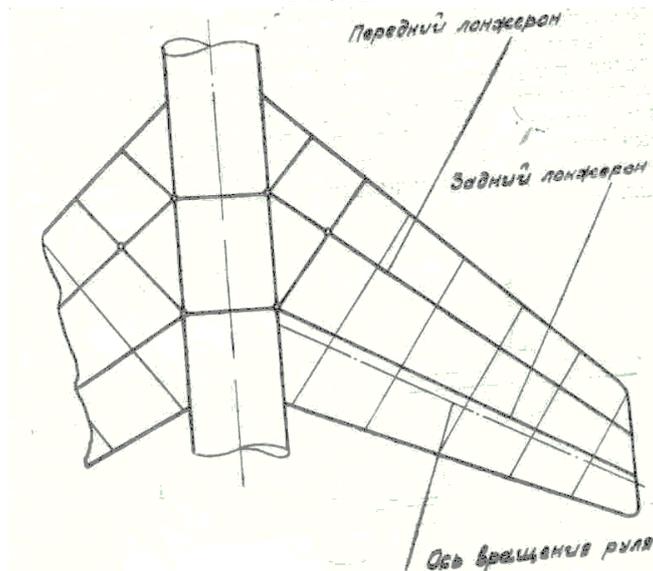


Рис.3.

Управляемое горизонтальное оперение в большинстве случаев имеет двух лонжеронную схему (рис. 4), а иногда и однолонжеронную (рис. 5).

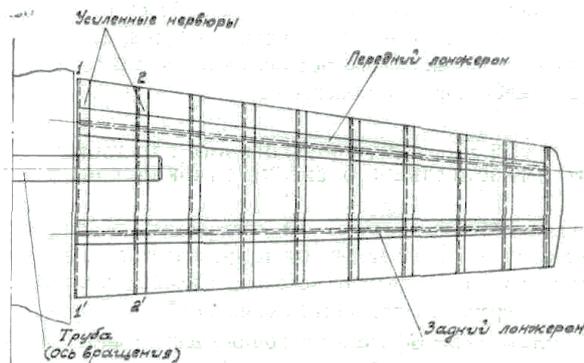


Рис. 4.

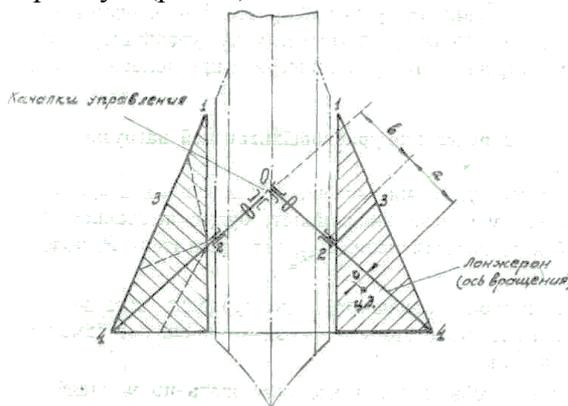


Рис. 5.

Поскольку конструктивные силовые схемы оперения тождественны силовым схемам крыла, то и методы расчета на прочности будут аналогичны методам расчета крыла. Некоторые особенности имеются только в определении внешних нагрузок, действующих на нормальное и цельноповоротное оперение, а также в методике расчета цельноповоротного оперения.

Определение внешних нагрузок на горизонтальное оперение однокилевой схемы.

Для определения нагрузок на горизонтальное оперение при маневре самолета следует решить, на проанализировать уравнения движения, которые содержат довольно сложные зависимости нагрузки на оперение от параметров самолета.

В практике проектирования и нормирования внешних нагрузок обычно пользуется приближенными формулами. Эти формулы связывают нагрузки на горизонтальное оперение с условной удельной нагрузкой на крыло $n^э \frac{G}{S_{кр}}$ и площадью оперения $S_{го}$.

При определении нагрузок на горизонтальное оперение рассматривают три основных расчетных случая: уравнивающие нагрузки, маневренные нагрузки, нагрузки при полете в неспокойном воздухе.

Определение уравнивающей нагрузки

Основными внешними силами, действующими в прямолинейной горизонтальном полете на самолет будут подъемная сила $Y_{кр}$, сила лобового сопротивления $X_{кр}$, тяга двигателя P , полетный самолет G_o .

Большинство этих внешних сил не проходит через центр тяжести самолета. Вследствие этого они создают вращение самолета относительно оси oz .

Для того чтобы самолет мог совершать прямолинейный горизонтальный полет, момент вращения от внешних сил должен быть уравновешен другим моментом, который создается уравнивающей силой, действующей на горизонтальное оперение (рис. 6).

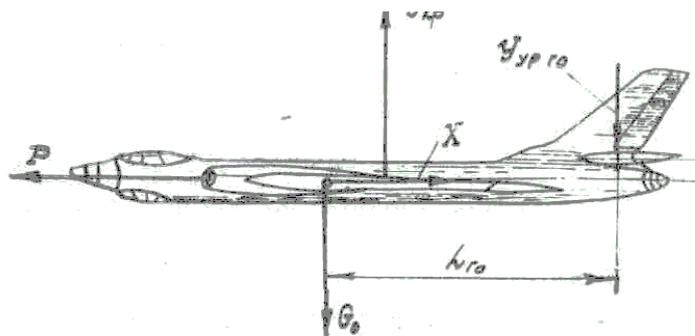


Рис. 6.

Уравнивающую силу можно определить из условия равновесия двух моментов:

$$Y_{урго}^э = \frac{M_z}{L_{го}} = \frac{m_{zбго} q S_{кр} b_{аэр}}{L_{го}}, \quad (1)$$

где $m_{zбго}$ – коэффициент момента, который определяется из продувок модели самолета без горизонтального оперения при данном угле атаки при наиболее неблагоприятной центровке (рис.7).

q – скоростной напор;

$S_{кр}$ – площадь крыла;

$b_{аэр}$ – средняя аэродинамическая хорда;

$L_{го}$ – расстояние от центра тяжести самолета при данной центровке до центра давления аэродинамической нагрузки на оперение.

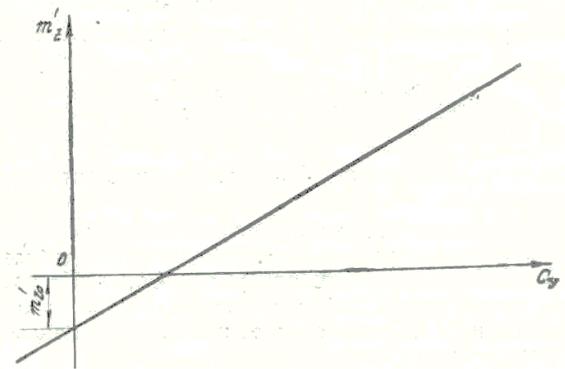


Рис. 7.

При прямолинейном полете на оперение действуют две нагрузки: уравнивающая аэродинамическая нагрузка и массовая от собственного веса оперения. Здесь покажем, что уравнивающая нагрузка на оперение в общем случае зависит от скоростного напора q и перегрузки n .

Известно, что в летном диапазоне углов атаки коэффициент момента $m_z = \varphi(c_y)$ можно принять линейной функцией и представить в виде

$$m_z = m_{z_0} + m_z^c u c_y m_{z_0} + m_z^c u \frac{n G_o}{q S_{кр}}, \quad (2)$$

где m_{z_0} – значение коэффициента момента при $c_y = 0$.

Подставив в формулу (1) вместо m_z его значение из (2) получим

$$Y_{урго}^э = m_{z_0} q S_{кр} \frac{b_a}{L_{z_0}} + m_z^c u \frac{n G_o b_a}{L_{z_0}}. \quad (3)$$

Из формулы (3) видно, что первый член зависит от скоростного напора, а второй – от величины перегрузки. Следовательно, второй член будет создавать наибольшие нагрузки при маневре за счет перегрузки, а первый член – за счет скоростного напора.

Расчетная уравнивающая сила при горизонтальном полете

$$Y_{урго}^э = Y_{урго}^э f \cong m_{z_0} q S_{кр} \frac{b_a}{L_{z_0}} f. \quad (4)$$

Коэффициент безопасности f берется в соответствии с расчетным случаем крыла.

Уравнивающая нагрузка распределяется по хорде оперения так, как показано на рис. 8. При расчете удобнее пользоваться приближенными графиками (рис. 9, а, б). Из распределения видно, что нагрузки, действующие на стабилизатор и руль высоты, направлены в разные стороны, поэтому данный случай будет расчетным на кручение.

Согласно расчетному графику (рис. 9, а) полная нагрузка на оперение распределяется между стабилизатором и рулем высоты следующим образом:

$$P_{z_0}^p = P_{ст}^p - P_{рв}^p; P_{ст}^p = P_{z_0}^p + P_{рв}^p. \quad (5)$$

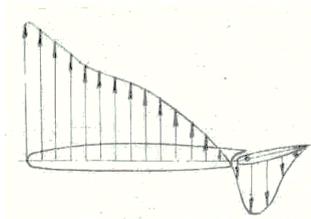


Рис. 8.

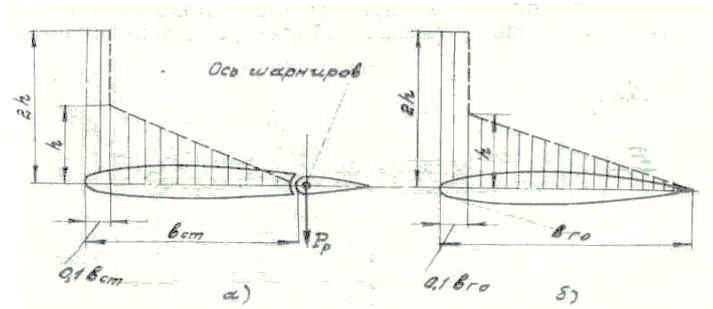


Рис. 9.

Обозначив удельную нагрузку оперения через $k = \frac{P_{20}^p}{S_{20}}$, получим

$$P_{pв}^p = kS_{pв}; P_{ст}^p = k(S_{ro} + S_{pв}) \quad (6)$$

или

$$P_{pв}^p = P_{ro}^p \frac{S_{pв}}{S_{ro}}; P_{ст}^p = P_{ro}^p \frac{S_{ro} + S_{pв}}{S_{ro}}.$$

Удельная нагрузка для стабилизатора (рис. 9, а) определяется из уравнения равновесия:

$$P_{ст}^p = 2h \cdot 0,1b_{cm} L_{ro} + \frac{h}{2} (b_{cm} - 0,1b_{cm}) L_{ro}, \quad (7)$$

откуда
$$h = \frac{P_{ст}^p}{0,65 S_{cm}}. \quad (8)$$

Для управляемого горизонтального оперения уравновешивающая нагрузка распределяется по хорде (рис. 9, б).

Определение маневренной нагрузки.

Маневренная нагрузка на оперение создается в начальный момент совершения самолетом маневра, например, из горизонтального полета в криволинейный при помощи мгновенного отклонения руля высоты. Величину маневренной нагрузки можно определить из уравнения равновесия моментов, написанного относительно оси z (рис. 10).

$$Y_m L_{ro} = J_{mz} \frac{d\omega}{dt},$$

откуда
$$Y_m = \frac{1}{L_{ro}} J_{mz} \varepsilon. \quad (9)$$

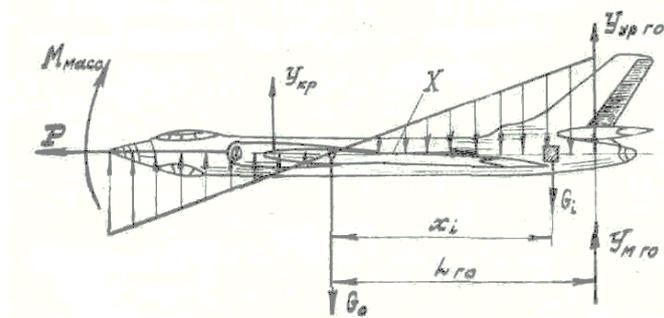


Рис. 10.

Из уравнения (9) видно, что величина маневренной нагрузки зависит от величины углового ускорения. Следовательно, определение маневренной нагрузки сводится к определению углового ускорения, которое зависит от времени. При резком маневрировании

получим наибольшие маневренные перегрузки и соответственной нагрузки по хорде горизонтального оперения показано на рис. 11. Первая маневренная нагрузка применительно к случаям А¹, В, С может быть выражена через условную удельную нагрузку на крыло

$\left(\frac{n_{\max}^{\vartheta} G_o}{S_{кр}} \right)$ и определена по приближенной формуле вида

$$Y_{m1}^{\vartheta} = \pm k \cdot n_{\max}^{\vartheta} \frac{G_o}{S_{кр}} S_{ro} \quad (10)$$

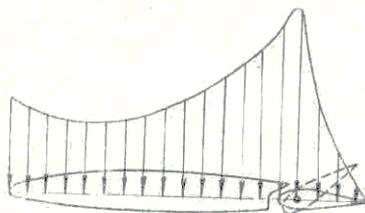


Рис. 11.

Первая маневренная нагрузка должно быть просуммирована с уравновешивающей нагрузкой:

$$\left. \begin{aligned} Y_{сум}^{\vartheta} &= Y_{урго}^{\vartheta} \pm Y_m^{\vartheta}; \\ Y_{сум}^p &= Y_{сум}^{\vartheta} f, \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

где n_{\max}^{ϑ} – максимальная эксплуатационная перегрузка;

G_o – полетный вес самолета;

$S_{кр}$ – площадь крыла;

S_{ro} – площадь горизонтального оперения;

k – коэффициент, определяемый по табл. 1.

Т а б л и ц а 1.

Скоростной напор	К		
	А'	В	С
$q < 1800$	0,265	0,2	0,2
$q > 1800$	0,33	0,25	0,25

$f_{A'} = 1,5$; $f_B = 2$; $f_C = 2$.

Кроме первой маневренной нагрузки при расчетах иногда рассматривают вторую маневренную нагрузку, которая определяется о следующей приближенной формуле:

$$Y_{miiA}^p = (\pm 0,5 n_{\max}^{\vartheta} \frac{G_o}{S_{кр}} S_{ro}) f. \quad (12)$$

В расчетной практике распределение маневренной нагрузки по хорде оперения при нормальной схеме принимается по графику рис. 12, а, а для управляемого горизонтального оперения по графику рис. 12, б. Коэффициент безопасности f берется в соответствии с расчетным случаем. Суммарная нагрузка на оперение распределяется между стабилизатором и рулем высоты пропорционально площадям:

$$\left. \begin{aligned} Y_{cm}^p &= Y_{ro}^p \frac{S_{cm}}{S_{ro}}; \\ Y_{pв}^p &= Y_{ro}^p \frac{S_{pв}}{S_{ro}}. \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

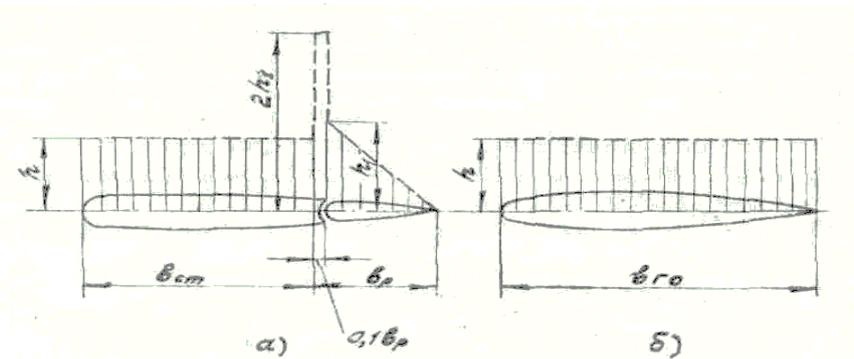


Рис. 12.

Построение эпюр внешних нагрузок Q , $M_{изг}$, $M_{кр}$ по размаху оперения.

Перед расчетом на прочность оперения необходимо иметь построенные эпюры внешних нагрузок по размаху. В общем случае на оперение действует два вида нагрузок: аэродинамические и массовые от собственного веса конструкции. При построении эпюр от внешних нагрузок по размаху массовые нагрузки, как правило, не считают по малости.

Погонные аэродинамические нагрузки по размаху распределяется пропорционально хордам:

для нормального оперения

$$q_{см}^p = \frac{Y_{см}^p b_{сечсм}}{S_{см}} \quad (16)$$

$$q_{рв}^p = \frac{Y_{рв}^p b_{сечр}}{S_{рв}}; \quad (17)$$

для управляемого оперения

$$q_{ро}^p = \frac{Y_{ро}^p b_{сечро}}{S_{ро}}. \quad (18)$$

Определение внешних нагрузок построение эпюр по размаху оперения производится так же, как и для крыльев.

Ниже приводится определение усилий в тросах управления рулями.

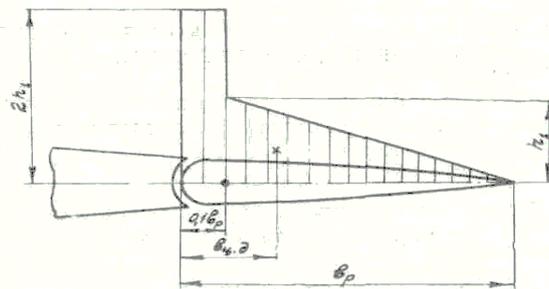


Рис. 14.

Согласно расчетному графику (рис.14) координату центра давления руля высоты можно определить по формуле

$$b_{уд} = \frac{\sum F_{ixi}}{\sum F_i} = \frac{2h_1 \cdot 0,1 \frac{0,1b_p}{2} + h_1 \frac{0,9b_p}{2} (0,1b_p + 0,3b_p)}{2h_1 \cdot 0,1b_p + h_1 \frac{0,9b_p}{2}} = 0,292b_p. \quad (19)$$

Шарнирный момент руля

$$M_{ш} = Y_{рв}^p b_{цд}. \quad (20)$$

Усилия в тяге управления (рис. 15)

$$T_m = \frac{M}{2h_k}, \quad (21)$$

где h_k – высота качалки.

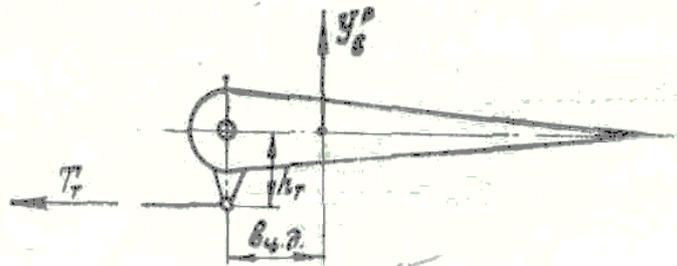


Рис. 15.

Поэтому усилию необходимо провести проверку прочности всей проводки управления.

Расчет на прочность двухлонжеронного управляемого оперения.

Методы расчета на прочность оперений аналогичны методам расчета крыльев.

Ниже приводятся приближенные расчеты оперений некоторых силовых схем.

Рассмотрим расчет двухлонжеронного управляемого горизонтального оперения с двумя усиленными нервюрами, которые жестко соединены с лонжеронами и стальной трубой. Две усиленные нервюры 1 и 2 будут опорами для лонжеронов, для нервюр опорой будет стальная труба. Труба, являясь одновременно осью вращения для оперения, имеет две опоры – подшипники на бортах фюзеляжа. Для обеспечения плавного перепада жесткостей следует стальную трубу сводить на ус. Внешние нагрузки с оперения на фюзеляж будут передаваться следующим образом. Все нагрузки с лонжеронов должны передаваться на усиленные нервюры 1 и 2; далее нервюры передадут эти нагрузки на трубу, а труба передаст их на подшипники (борт фюзеляжа) и на тягу управления оперением.

На рис. 16 показана силовая схема оперения и эпюра нагрузок размаху.

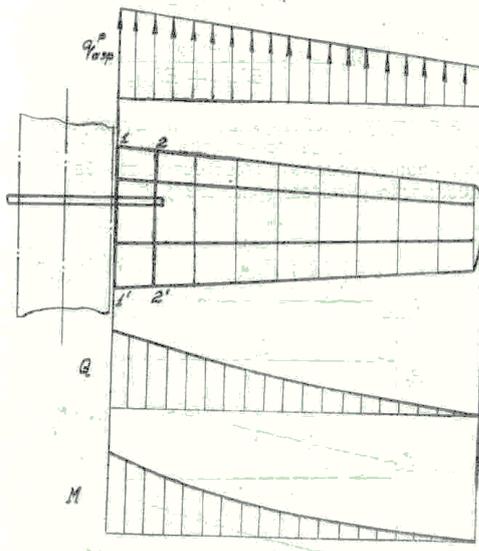


Рис. 16.

При расчете принимаем допущение, что изгибающий момент M_0 в сечении вблизи нервюры 2 воспринимается двумя лонжеронами, а стрингеры и обшивку между лонжеронами можно учесть при определении момента инерции лонжеронов J_{npn} и J_{npz} .

Здесь следует заметить, что некоторые конструктивные схемы управляемых оперений не имеют продольных стрингеров, кроме двух лонжеронов, а имеют часто поставленные нервюры по потоку.

Изгибающий момент M_0 , подошедший к нервюре 2, между двумя лонжеронами приближенно можно распределить пропорционально их жесткости изгиба:

$$M_0 = M_n + M_z; \quad (22)$$

$$\frac{M_n}{M_z} = \frac{EJ_{npn}}{EJ_{npz}}. \quad (23)$$

Из совместного решения уравнений (22) и (23) получим

$$M_n = M_0 \frac{EJ_{npn}}{EJ_{npn} + EJ_{npz}}; \quad (24)$$

$$M_z = M_0 \frac{EJ_{npz}}{EJ_{npn} + EJ_{npz}}. \quad (25)$$

Погонную нагрузку, действующий между нервюрами 1 и 2 и приложенную в центре давления, следует распределить между лонжеронами пропорционально жесткостям изгиба или приближенно пропорционально рычагам (рис. 17).

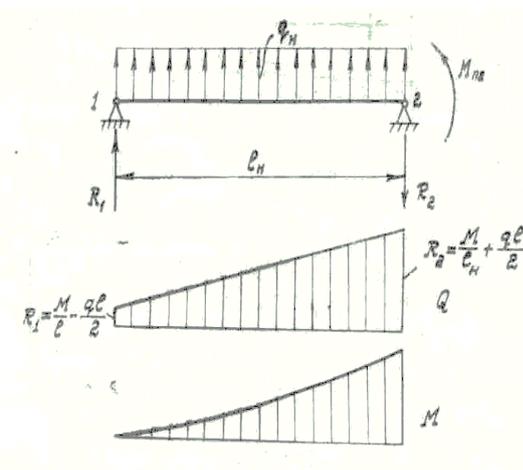


Рис. 17.

При расчете можно также принимать, что изгибающий момент вблизи нервюры 2 воспринимается всеми элементами сечения, если помимо лонжеронов имеются продольные стрингеры.

В этом случае нормальные напряжения в полках лонжеронов определяются по формуле

$$\sigma_{in} = \frac{M_0}{J_{np0}} y_i. \quad (26)$$

Изгибающие моменты переднего и заднего лонжеронов будут

$$M_n = \sigma_n F_n H_n; \quad (27)$$

$$M_3 = \sigma_3 F_3 H_3. \quad (28)$$

Тогда участки лонжеронов между нервюрами 1 и 2 будут нагружены так, как это показано на рис. 17.

Реакции опор нервюр 1 и 2 от переднего и заднего лонжеронов будут передаваться изгибом нервюр на трубу по схеме рис. 18, а, б.

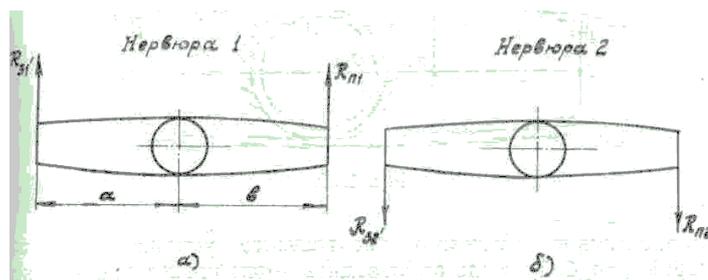


Рис. 18.

В общем случае, если реакции нервюр по величине различны и расстояние $a \neq b$, то нагружение нервюр и трубы будет таким, как на рис. 19.

При таком нагружении труба будет еще работать на кручение за счет разности изгибающих моментов:

$$M_{кр} = M_{n2} - M_{32}. \quad (29)$$

Погонные касательные усилия сечения вблизи нервюры 2 от перерезывающей силы Q_0 можно определить из уравнения статики (моментов):

$$q_0 = \frac{\phi q_Q r d + Q_0 c}{2\omega}, \quad (30)$$

где

$$q_Q = \frac{Q_0 S}{J_{np}}, \quad (31)$$

c – расстояние от оси вращения до силы Q_0 .

Суммарное погонное касательное усилие

$$q_{сум} = q_0 + q_Q. \quad (32)$$

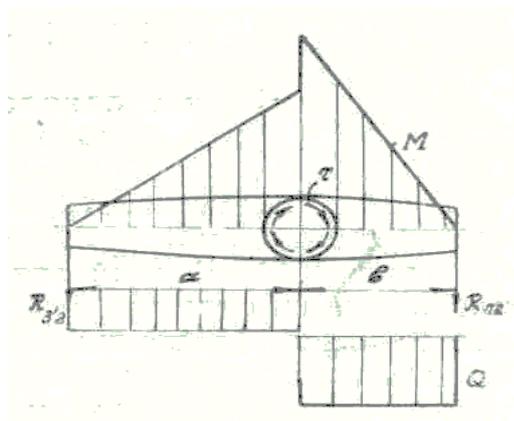


Рис. 19.

Задача определения погонных касательных усилий в сечении нервюры 2 будет один раз статически неопределимой, так как в сечении вступает в работу стальная труба (рис. 20).

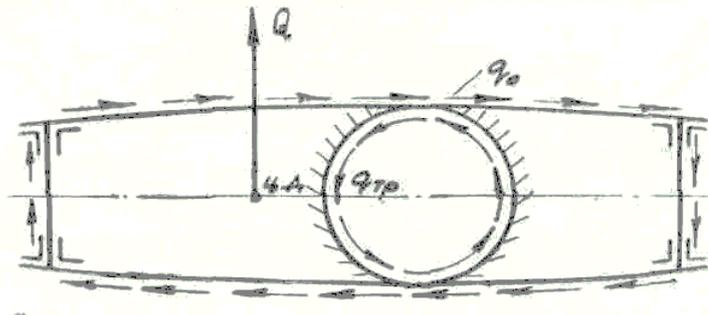


Рис. 20.

Распределение погонного касательного усилия $q_{общ}$ между нервюрой и трубой можно производить пропорционально жесткости кручения:

$$q_{сум} = q_{общ} + q_{тр}; \quad (33)$$

$$\frac{q_{общ}}{q_{тр}} = \frac{(J_0 G)_{общ}}{(J_0 G)_{тр}}. \quad (34)$$

Из совместного решения уравнений (33) и (34) получим значения $q_{общ}$ и $q_{тр}$. Погонное касательное усилие $q_{тр}$ воспринимается трубой, а погонное касательное усилие $q_{общ}$ будет передаваться обшивкой до нервюры 2 – 2' при передаче погонного касательного усилия q . В этом случае нервюра 1 как замыкающая обшивку передает его на опору (трубу).

Расчет однолонжеронного управляемого горизонтального оперения.

Пусть имеем конструктивную силовую схему однолонжеронного управляемого оперения треугольной формы в плане. В этой схеме лонжерон имеет две опоры: одну в плоскости симметрии 0 и другую – на борту фюзеляжа 2, и является осью вращения оперения. Нервюры 1 – 2 и 2 – 3 жестко соединены с лонжероном в узле 2. Участок лонжерона 2 – 0 желательно сделать замкнутым, так, как он воспринимает крутящий момент с оперения. При расчете на прочность приближенно принимаем, что перерезывающая сила Q_0 и изгибающий момент M_0 воспринимаются лонжероном, а условный крутящий момент

$$M_{кр} = P_{го}^p c \quad (35)$$

До нервюры 2 – 3 воспринимается контуром сечения (обшивкой) и затем нервюрой 2 – 3 как замыкающей контур,

$P_{го}^p$ – половина расчетной силы оперения, приложенной в центре давления;
 c – расстояние от силы до оси лонжерона.

Бортовая нервюра 1 – 2 – 5 должна быть проверена на прочность от местной нагрузки q_m , которую можно определить пропорционально площади. На рис. 21 показано нагружение нервюры 1 – 2 и 2 – 3.

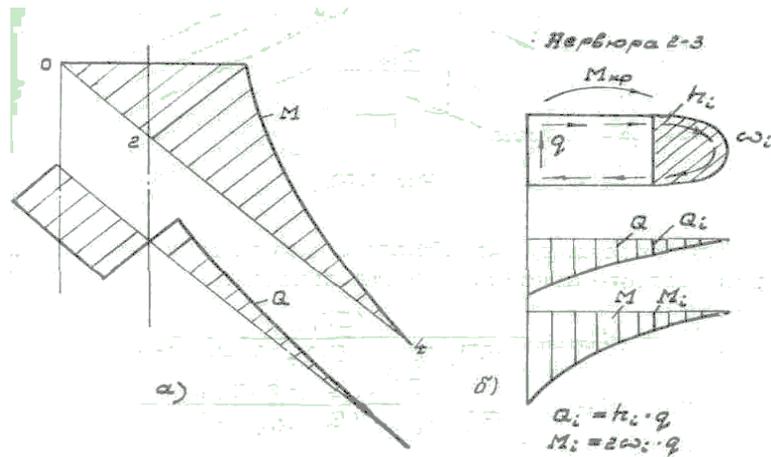


Рис. 21.

Определение внешних нагрузок и расчет на прочность вертикальных оперений

Определение внешних нагрузок на вертикальное оперение однокилевой схемы.

Моменты действующие на самолет относительно его вертикальной оси y при выполнении обычных маневров в горизонтальной плоскости, невелики, за исключением случая односторонней остановки двигателей на крыле или на хвостовой части фюзеляжа многомоторных самолетов. (рис. 13). Исходя из этого условия, определяется уравнивающая нагрузка.

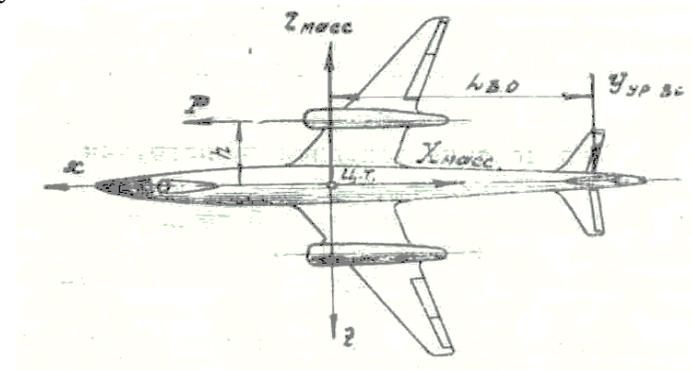


Рис. 13.

На вертикальное оперение, как и на горизонтальное, действуют три основных вида нагрузок.

1. Уравнивающие нагрузки при односторонней остановки двигателей.
2. Маневренные нагрузки вследствие отклонения руля направления.
3. Нагрузки при полете в неспокойном воздухе.

Определение уравнивающей нагрузки.

Нагрузки, действующие на самолет, показаны на рис. 13. Из уравнения моментов относительно оси oy уравнивающая нагрузка определяется по формулам

$$\left. \begin{aligned} Y_{урво}^э &= \frac{Ph}{L_{во}}; \\ Y_{урво}^p &= \frac{Ph}{L_{во}} f. \end{aligned} \right\} (14)$$

Тяга поршневого двигателей $P=1,5 N_0$ кг.
Для самолетов с реактивными двигателями

$$P_{\text{дв}} = T_{\text{maxэ}} \cdot$$

где $f = 2,0$ – коэффициент безопасности;
 N_0 – номинальная мощность двигателя в л. с.;
 T_{max} – максимальное значение тяги.

Распределение нагрузки по хорде оперения производится, так как и на горизонтальном оперении.

Определение маневренной нагрузки.

Основной и максимальной нагрузкой на вертикальное оперение является нагрузка маневренная, создаваемая летчиком путем мгновенного отклонения руля направления. Эта мгновенная нагрузка зависит от величины скоростного напора и определяется по приближенным формулам вида

$$\left. \begin{aligned} Y_m^{\vartheta} &= \pm 0,37 q_{\text{max}} S_{\text{во}}; \\ Y_m^p &= Y_m^{\vartheta} f, \end{aligned} \right\} (15)$$

$f = 2,0$ – коэффициент безопасности.

Распределение маневренной нагрузки по хорде оперения производится для случаев «маневренная нагрузка» и «полет в беспокойном воздухе».

К расчету на прочность вертикального оперения.

Методы расчета на прочность оперений аналогичны методам расчета крыльев.

Вертикальное стреловидное оперение представляет собой контрольную конструкцию, защемленную в хвостовой части фюзеляжа. Рассмотрим передачу внешних нагрузок с оперения на фюзеляж и их уравнивание только для двухлонжеронного стреловидного вертикального оперения. Оперение крепится к фюзеляжу при помощи узлов А, А', В, В' (рис. 22).

При расчете принимаем, что обшивка, заключенная между нервюрами 3 и 5, не воспринимает нормальных и касательных напряжений, так как жесткость на изгиб поясов бортовой нервюры незначительна в плоскости обшивки оперения.

Вначале следует распределить изгибающий момент и перерезывающую силу между двумя лонжеронами, как это показано для двухлонжеронного крыла. Затем при расчете на изгиб необходимо рассматривать каждый лонжерон в отдельности.

Передача внешних нагрузок с вертикального оперения на фюзеляж и их уравнивание будут происходить следующим образом.

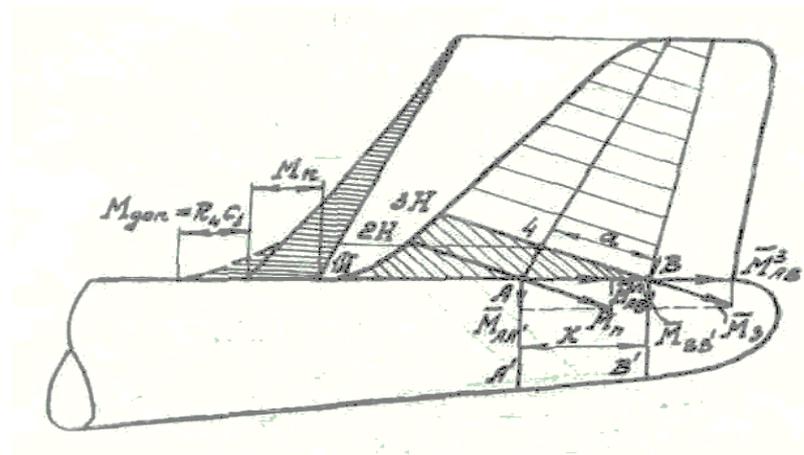


Рис. 22.

Векторы изгибающих моментов, действующих по лонжеронам в узлах А и В (вследствие излома осей лонжеронов), следует расположить на два направления: направление шпангоутов и направление бортовой нервюры АВ (рис. 22).

Составляющие моменты $M_{AA'}^n$ и $M_{BB'}^3$ переднего и заднего лонжеронов воспримутся изгибом бортовой нервюры АВ, которая передаст их на узлы А и В в виде пары сил.:

$$R_A = -R_B = \frac{M_{AA'}^n}{k}, \quad (36)$$

$$R_A = -R_B = \frac{M_{BB'}^3}{k}. \quad (37)$$

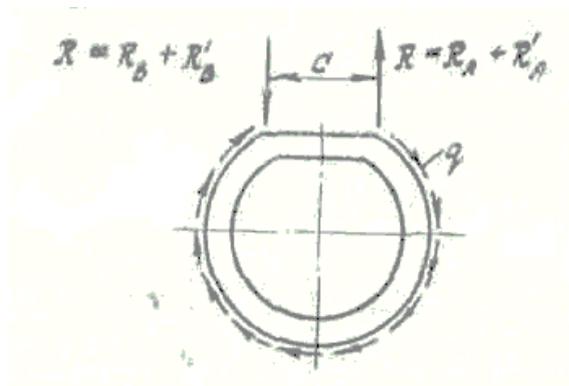


Рис. 23.

Составляющие моменты $M_{AB'}^n$ и $M_{AB'}^3$ передаются на шпангоуты в виде пары сил (рис.23).

Перерезывающие силы Q_n и Q_3 лонжеронов воспримутся узлами крепления киля и фюзеляжу А и В.

Крутящий момент, подошедший к корневой нервюре 3 как замыкающей обшивку оперения, воспримется ею. Эта нервюра передаст его на узлу В и 4 в виде пары сил

$$R = \pm \frac{M_{кр}}{\alpha}. \quad \text{Составляющая } R_B \text{ воспримется узлом В фюзеляжа, а составляющая } R_A$$

дополнительно догрузит передний лонжерон. Этот дополнительный момент должен также располагаться в сечении узла А на два направления, как и основной изгибающий момент.

Следовательно, все внешние силы, передающиеся с оперения на фюзеляж, должны быть восприняты шпангоутами AA' и BB' и обшивкой фюзеляжа.

На рис. 24 и 25 приведены окончательные силовые схемы нагружения двух шпангоутов фюзеляжа. Эти шпангоуты следует рассчитывать как статически неопределимые системы.

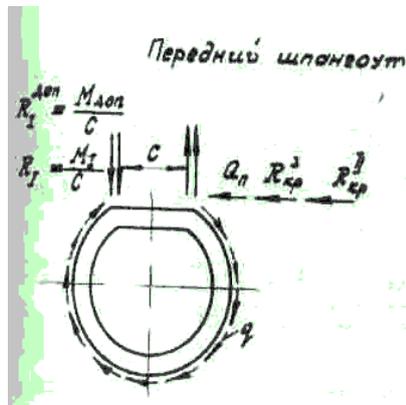


Рис.24.

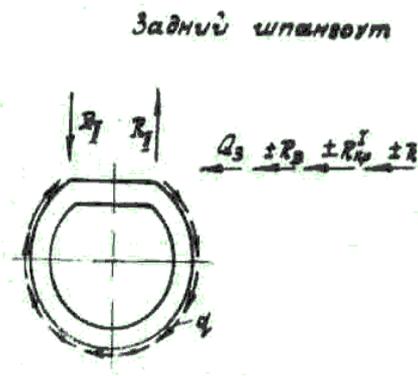


Рис.25.

На рис. 24 и 25 показаны:

$$R_1 = \frac{M_1 \sin \chi}{c} \quad \text{— составляющая от изгибающего момента переднего лонжерона};$$

$$R_{kp}^{don} = \frac{Rc_1}{c} \sin \chi \quad \text{— составляющая от дополнительного изгибающего момента};$$

Q – перерезывающая сила в переднем лонжероне;

$$R_{kp}^i = \frac{M_1 \cos \chi}{k} \quad \text{— составляющая от крутящего момента, вызванная действием основного изгибающего момента переднего лонжерона};$$

$$R_{kp}^{11} = \frac{M_{11} \cos \chi}{k} \quad \text{— составляющая от крутящего момента, вызванная действием основного изгибающего момента заднего лонжерона};$$

$$R_{11} = \frac{M_{11} \sin \chi}{c} \quad \text{— составляющая от изгибающего момента заднего лонжерона};$$

Q – перерезывающая сила заднего лонжерона;

$$R_B = \frac{M_{kp}}{\alpha} \quad \text{— составляющая от основного крутящего момента};$$

q – реактивный поток касательных усилий в обшивке фюзеляжа, при помощи которого уравниваются внешние силы.

Ключевые слова.

Оперение. Горизонтальное оперение. Вертикальное оперение. Стабилизатор. Киль. Уравновешивающая нагрузка. Маневренная нагрузка. Руль высоты. Руль направления. Шарнирный момент руля.

Вопросы.

- Какое назначение у оперение?
- Какие нагрузки, действуют на горизонтальное оперение?
- Когда на самолет действует уравновешивающая нагрузка?
- Когда на самолет действует маневренная нагрузка?
- Какие нагрузки, действуют на вертикальное оперение?
- Дайте определение шарнирного момента руля?

Лекция №10

ТЕМА: Расчет на прочность элеронов, рулей и элементов механизации крыла.

План

- Нагрузки действующие на элероны, рули и элементы механизации крыла.
- Расчет рулей на прочность.
- Расчет элеронов на прочность.
- Расчет на прочность элементов механизации крыла.

Нагрузки, действующие на элероны, рули и элементы механизации крыла

Элероны служат для обеспечения поперечной управляемости самолета. Расчет элеронов производится от аэродинамических сил, приложенных к его обшивке в виде сил давления и разрежения, причем эти нагрузки возникают как при нейтральном, так и при отклоненном положении элерона. Инерционными силами массы элерона можно при расчетах пренебречь по малости.

Нагрузка на элерон определяется по формуле

$$P_{эл}^p = kfS_{эл} q, \quad (1)$$

где k – коэффициент, задаваемый нормами прочности;
 $S_{эл}$ – площадь элерона;
 q – скоростной напор;
 f – коэффициент безопасности.

По хорде элерона нагрузка распределяется по закону трапеции, а по размаху – пропорционально хордам.

Рули высоты и направления располагаются на хвостовом оперении и служат для управления полетом. Элементы механизации крыла (щитки, закрылки и . д.) необходимы для уменьшения взлетной и посадочной скорости самолета.

Расчет рулей и механизации крыла также производится от аэродинамической нагрузки как в нейтральном, так и в отклоненном состоянии.

Расчет рулей на прочность

Рули обычно представляют собой неразрезные балки на нескольких упругих опорах. Упругость опор вызывается прогибом и закручиванием стабилизатора и киля от воздушной нагрузки и от реакций в шарнирах. Поэтому для точного определения реакций необходимо знать величину перемещений в шарнирах стабилизатора (киля) и рулей.

Определение реакций в шарнирах. Обычно в практике применяют приближенные способы определения реакций в шарнирах, например, рули считают как балки не жестких опорах. В зависимости от числа опор рулей задача определения их реакций может быть статически определимой (двухопорный руль) или не определимой (число опор больше двух).

Расчет статически неопределимой системы руль – стабилизатор или руль – киль можно выполнять методом сил. За лишние неизвестные принимаем опорные моменты или лишние реакции руля. Полученную таким образом статически определимую систему решаем от внешних сил и единичных опорных моментов или реакций руля. Затем составляем систему канонических уравнений с учетом упругости руля и стабилизатора или киля, из решения которой и находим лишние неизвестные.

Рассмотрим для примера случай двухопорного руля (рис. 1). Приняв за лишнюю неизвестную среднюю опорную реакцию руля R_2 , найдем ее из решения статической неопределимой системы (при постоянных жесткостях и нагрузке по размаху оперения).

Решение будем иметь вид

$$\bar{R}_2 = \frac{R_2}{P_p} = \frac{5}{8} \frac{1 + \frac{J_p}{J_{cm}} \left(2,4 + \frac{P_{cm}}{P_p} \right)}{1 + \frac{J_p}{J_{cm}} + 3 \left(\frac{B}{l} \right)^2 \frac{EJ_p}{(GJ)_{\text{сткруч}}}}, \quad (2)$$

где P_p и P_{cm} – нагрузки руля и стабилизатора (киля);
 l и B – длина и хорда стабилизатора;
 J_p и J_{cm} – моменты инерции руля и стабилизатора;
 $(GJ)_{\text{сткруч}}$ – жесткость кручения стабилизатора.

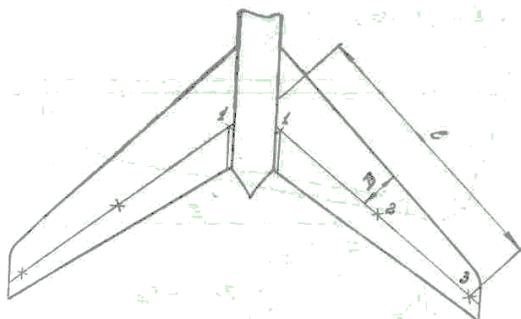


Рис. 1.

Из формулы (2) следует, что при абсолютно жестким стабилизаторе величина $\bar{R}_2 = \frac{5}{8}$, что совпадает с решением, получаемым из уравнения трех моментов. При выводе формулы (2) для определения \bar{R}_2 не учитывалась деформация кручения руля. Более точно реакции в шарнирах крепления руля можно определять методом перемещений или энергетическим методом.

Определив опорные реакции руля, необходимо построить эпюры Q , $M_{изг}$ по размаху руля.

Построение эпюр крутящих моментов руля. Крутящие моменты руля можно вычислять относительно оси жесткости руля и относительно оси шарниров (шарнирные моменты). При расчете сечений руля на кручение расчетные моменты определяются относительно центра жесткости сечения (рис.2 а, б, в) по формуле

$$M_{кр} = M_{ш} - \alpha Q,$$

$$Q = P_{возд} - \sum R_i$$

где

При $Q = 0$, $P_{\text{возд}} = \sum_i R_i$

Отсюда получаем для сечений, где $Q = 0$, равенство $M_{\text{ш}} = M_{\text{кр}}$.

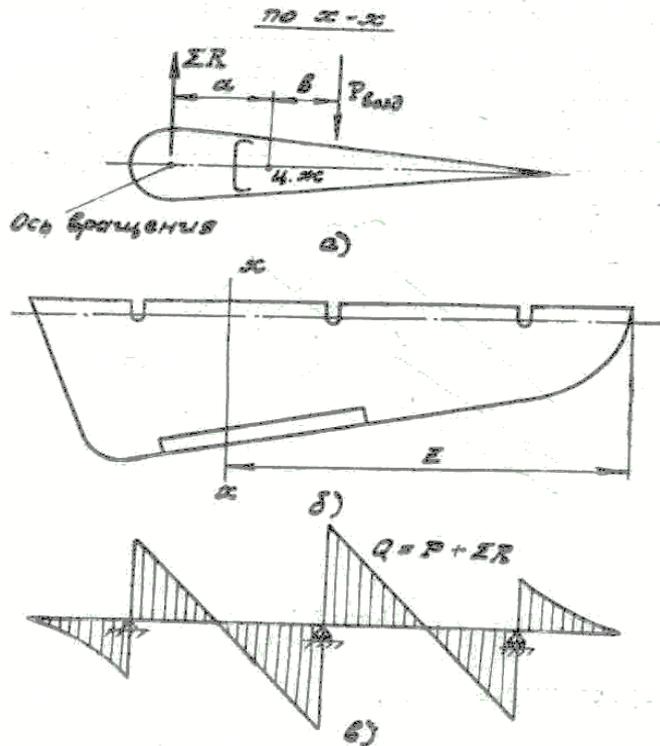


Рис. 2.

Погонная нагрузка q приложена в центре тяжести площади ACB (рис. 3). Погонный шарнирный момент вычисляется по формуле

$$m = \alpha \int_A^B p db = \alpha q. \quad (5)$$

Шарнирный момент от воздушной нагрузки на руль в любом сечении $x - x$ (рис. 2, б)

$$M_{\text{ш}} = \int_0^z m dz. \quad (6)$$

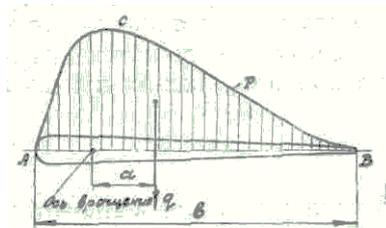


Рис. 3.

Интегрирование проще делать графическим способом. В местах вырезов руле под узлы шарниров положение центра жесткости сечений руля может сильно меняться в зависимости от конструкции. При определении нагрузок и расчете на прочность на это можно быть обращено внимание.

Определение шарнирного момента руля без триммера. Для определения шарнирного момента руля без триммера можно воспользоваться графиком (рис.4), где 1 –

размах определения; q – погонная нагрузка руля; m – погонный шарнирный момент; M – шарнирный момент руля.

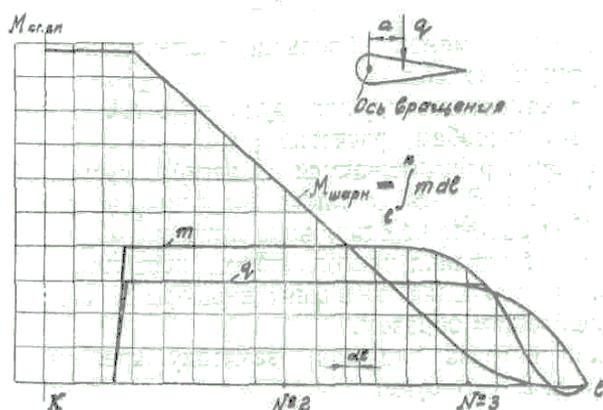


Рис.4

При этом следует принимать во внимание следующие:

При расчете рычага управления нужно брать шарнирный момент от полного размаха оперения ($M_{ш\ нагр}$) и учитывать усилия (момент) от тяг управления ($M_{ш\ упр}$).

При расчете руля на прочность учитывают коэффициент n :

$$n = \frac{M_{ш\ упр}}{M_{ш\ нагр}}, \quad (7)$$

а также разгрузку и догрузку от триммера.

Расчет на прочность элементов руля. Рули рассчитываются на одновременное действие изгибающих и крутящих моментов. Нормальные напряжения при изгибе

$$\sigma = \frac{M}{J} y_i, \quad (8)$$

касательные напряжения от кручения

$$\tau_{круч} = \frac{M_{кр}}{2F\delta_{обш}}. \quad (9)$$

Касательные напряжения в стенке лонжерона от перерезывающей силы

$$\tau_{ст} = \frac{M_{кр}}{H\delta_{ст}}, \quad (10)$$

где H и $\delta_{ст}$ – высота лонжерона и толщина стенки.

Рули в местах вырезов под шарниры рассчитываются на пару сил:

$$P = \pm \frac{M_{кр}}{b}, \quad (11)$$

где b – расстояние между силовыми элементами, передающими крутящий момент.

В зависимости от конструкции руля в местах вырезов пользуются и другими способами расчета.

Нервюры руля рассчитываются на изгиб с учетом обшивки по сечениям А – А и В – В, а также на сдвиг по сечению В – В (рис.5). При расчете на сдвиг надо принимать во внимание разгрузку стенки от влияние наклона поясов нервюры.

Нагрузка на заклепки крепления нервюры к лонжерону определяется следующим образом.

Расчетная нагрузка на одну заклепку крепления нервюры к фланцу (рис. 5,а) будет

$$P = \frac{P_{\text{возд}}}{n} \pm \frac{M}{nr}, \quad (12)$$

где $P_{\text{возд}}$ – воздушная нагрузка на нервюру;

M – момент силы P относительно оси трубы;

r – расстояние от оси заклепок до оси трубы;

n – количество заклепок (болтов).

Расчетная нагрузка на одну заклепку крепления фланца к лонжерону

$$P = \frac{2M}{nD}, \quad (13)$$

где D – наружный диаметр трубы;

M – момент силы $P_{\text{возд}}$.

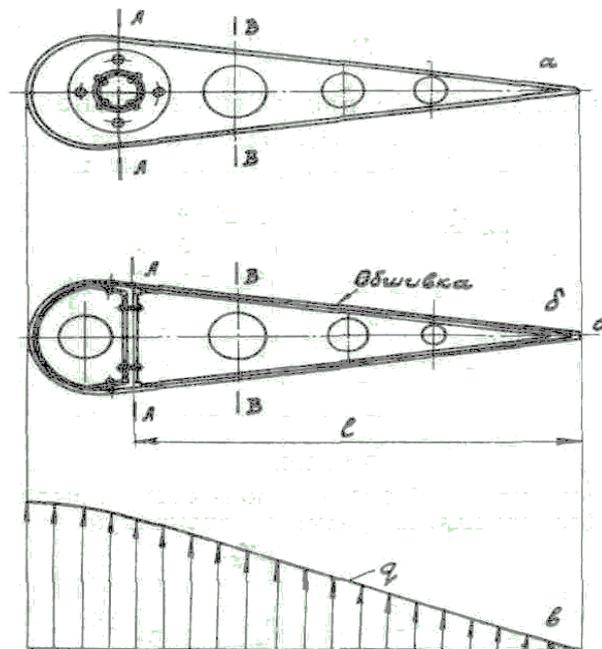


Рис. 5.

Можно считать, что перерезывающая сила воспринимается площадью соприкосновения фланца с трубой лонжерона.

При варианте крепления (рис. 5,б) заклепки рассчитываются на нагрузку:

$$P = \int_0^l q dl. \quad (14)$$

Расчет на прочность элеронов

Элерон почти всегда рассчитывается как неразрезная балка на жестких опорах (рис. б), поскольку его жесткость на изгиб много меньше жесткости на изгиб заднего лонжерона крыла, к которому он крепится. Для упрощения расчета переменную нагрузку

в пролетах можно заменить равномерной (рис. 7). Переменные значения моментов инерции сечений элерона можно не учитывать.

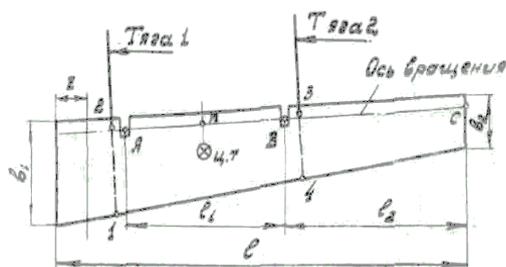


Рис. 6.

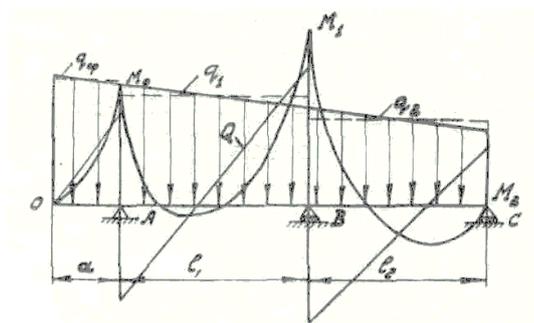


Рис. 7.

Реакции в шарнирах подвески элерона и опорные моменты для не разрезной балки определяются по теореме о трех моментах:

$$M_0 l_1 + 2M_1(l_1 + l_2) + M_2 l_2 = -\frac{q_1 l_1^3}{4} - \frac{q_2 l_2^3}{4}, \quad (15)$$

где M_0, M_1, M_2 – изгибающие моменты в сечениях по шарнирам A, B, C.

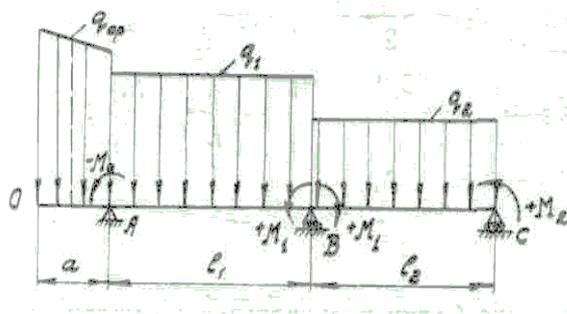


Рис. 8.

При решении уравнения трех моментов знаки моментов определяются по рис. 8. Положительным считается момент, изгибающий балку выпуклостью вниз. Если опорный момент M_1 уменьшает прогиб в пролете, то его знак будет отрицателен и реакции опор A и C уменьшаются на величины

$$\left. \begin{aligned} \Delta R_A &= \frac{M_1}{l_1}; \\ \Delta R_C &= \frac{M_1}{l_2}, \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

реакции опоры В увеличится на

$$\Delta R_B = \frac{M_1}{l_1} + \frac{M_1}{l_2}. \quad (17)$$

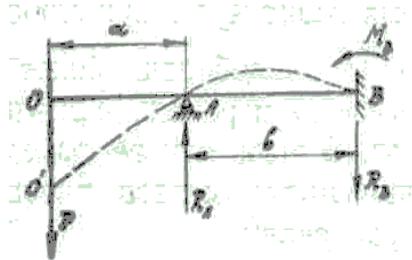


Рис. 9.

При больших значениях консольного момента M_0 момент на средней опоре M_1 может изменить знак, и тогда реакции на крайних опорах увеличатся. Действия момента заделки для балки на рис. 9. Для такой балки при $J = \text{const}$ реакция на опоре

$$R_A = P \frac{\alpha + b}{b} + \frac{M_B}{b} = \frac{\alpha + b}{b} P + \frac{\alpha P}{2b}, \quad (18)$$

где $\frac{\alpha + b}{b} P$ – реакция в опоре А для схемы консольной балки на шарнирных опорах;

$\frac{\alpha P}{2b}$ – увеличение реакции за счет влияние момента заделки, равного $M_B = \frac{\alpha P}{2}$,

который обеспечивает отсутствие угла поворота балки в заделки В.

Реакции балки на трех опорах (рис. 8) вычисляются по формулам

$$\left. \begin{aligned} R_A &= \alpha q_{cp} + \frac{l_1 q_1}{2} + \frac{M_0}{l_1} \pm \frac{M_1}{l_1}; \\ R_B &= \frac{l_1 q_1 + l_2 q_2}{2} - \frac{M_0}{l_1} \mp \frac{M_1}{l_1} \mp \frac{M_1}{l_2}; \\ R_C &= \frac{l_2 q_2}{2} \pm \frac{M_1}{l_2}. \end{aligned} \right\} \quad (19)$$

Проверка расчета балки производится по уравнению

$$\int_0^l Q dl = 0. \quad (20)$$

Обязательная проверка равенства нулю сумму всех сил недостаточна, так как от момента M_1 получается пара сил, сумма которых равна нулю при любом знаке M_1 .

Если необходим более точный расчет (II приближение), то учитывается переменное значение жесткости на изгиб по длине элеронов. В этом случае определяют для полетов АВ и ВС средние значения моментов инерции J_1 и J_2 . Для решения пользуются уравнением

$$M_0 \frac{l_1}{J_1} + 2M_1 \left(\frac{l_1}{J_1} + \frac{l_2}{J_2} \right) + M_2 \frac{l_2}{J_2} = -\frac{q_1 l_1^3}{4J_1} - \frac{q_2 l_2^3}{4J_2}. \quad (21)$$

После подсчета реакций строятся расчетные эпюры Q и M (рис. 7).

Расчет элерона на кручение аналогичен расчету рулей. Если тяг управления элероном две и более, то в точке n (рис. 6), лежащей в сечении по центру тяжести трапеции 1 – 2 – 3 – 4, шарнирный момент принимают равным нулю.

Зная расчетную нагрузку на элерон и закон распределения нагрузки по размаху и хорде элерона (рис. 10, а, б), составляем табл. 1, в последней строке которой указывается искомый крутящий момент. Погонный шарнирный момент определяется графическим интегрированием или табличным способом.

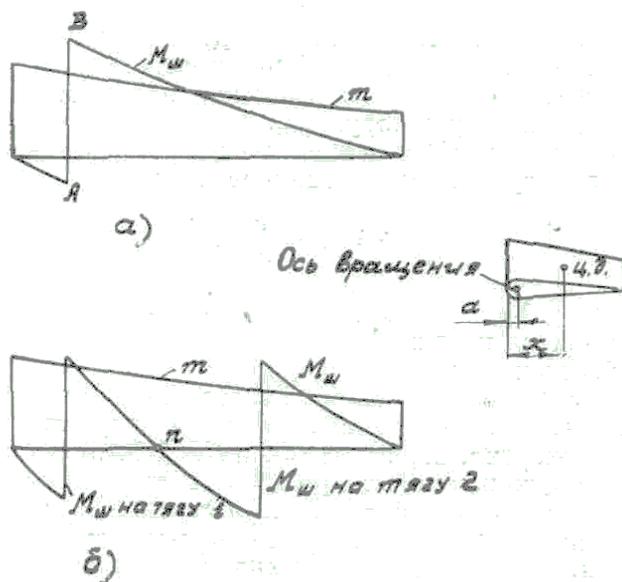


Рис. 10.

Т а б л и ц а 1.

Наименование	Обозначение	Сечения	
		1	2
Координата расчетного сечения, мм	z	$z_1 = 0$	z_2
Хорда элерона, см	b	b_1	b_2
Положение центра давления, см	x	x_1	x_2
Расстояние от передней кромки до оси вращения, см	α	α_1	α_2
Расстояние от центра давления до оси вращения, см	$c = x - \alpha$	$x_1 - \alpha_1$	$x_2 - \alpha_2$
Погонная нагрузка в сечении, кг/см	q	q_1	q_2
Погонный шарнирный момент, кг/см/см	$m = cq$	m_1	m_2

Имея эпюры перерезывающих сил, изгибающих и шарнирных элементов на все расчетные случаи для отклоненного и нейтрального положений элерона, можно произвести расчет его на прочность по аналогии с расчетом руля.

Расчет на прочность элементов механизации крыла

На щитки, закрылки и т. д. Действует воздушная нагрузка как в нейтральном, так и в отклоненном положении. Нагрузка определяется по формуле (1) по известной площади щитка и нормируемому скоростному напору q_{\max} .

По хорде щитка нагрузка распределяется по закону трапеции, а по его размаху – пропорционально хордам:

$$q = \frac{P}{S}b, \quad (22)$$

где P – нагрузка на щиток;

S – площадь щитка;

b – хорда щитка.

Перейдем к расчету некоторых агрегатов механизации крыла стоящих из лонжерона, нервюр и обшивки. Щиток крепится к крылу шомполом, служащим осью вращения щитка. Управление щитком осуществляется основной тягой, перемещающейся вдоль крыла и соединяющейся с лонжероном рядом тяг-тендеров.

Воздушная нагрузка, приложенная к обшивке, передается на нервюру. Каждая нервюра является двухопорной балкой, и вся нагрузка передается с нервюры на лонжерон и шомпольное соединение. Ввиду того что лонжерон обычно располагается близко центру давления, на шомпольное соединение приходится малая нагрузка

$$P_{шом} = q \frac{c-d}{d}. \quad (23)$$

Таким образом, почти вся нагрузка щитка приложена к лонжерону в местах крепления нервюры в виде сосредоточенных сил. Опорами для лонжерона являются тяги-тендеры, и нагрузка с лонжерона передается на них. Тяги-тендеры, работая на сжатие, передают нагрузку на основную тягу, которая работает на изгиб по осевое усилие.

Приведем порядок расчета элементов щитка.

Внешняя нагрузка на нервюру определяется по формуле

$$P_n = q_{щ} \alpha \quad (24)$$

где $q_{щ}$ – погонная воздушная нагрузка щитка;

α – шаг нервюры.

Нагрузка распределяется по хорде нервюры по закону трапеции. От распределенной нагрузки нервюры работает на изгиб. Изгибающий момент воспринимается моментом пары сил с плечом h (рис. 11, а,б). Наиболее опасными будут сжимающие напряжения

$$\sigma_{сж} = \frac{M}{hb\delta} < |\sigma_{кр}|. \quad (25)$$

От действия поперечных сил в стенках нервюры появляются касательные напряжения, которые обычно невелики.

Так как нервюры расположены относительно часто, то лонжерон можно считать нагруженным распределенными силами. Погонная нагрузка лонжерона (рис. 11, а)

$$q_l = q_{щ} \frac{c}{d}. \quad (26)$$

На рис. 11, б приведены эпюры Q и M трехопорного лонжерона, построенные с помощью уравнения трех моментов.

По максимальным изгибающим моментам определяются нормальные напряжения сжатого пояса, которые должны быть меньше критических:

$$\sigma = \frac{M}{W} < [\sigma_{кр}], \quad (27)$$

где W – момент сопротивления сечения лонжерона с прилегающей обшивкой.

Осевое усилие в каждой тяге-тендера S_i определяется по известной величине реакции R_i (рис. 11, б).

$$S_i = \frac{R_i}{\cos\varphi}, \quad (28)$$

где φ – угол между тягой-тендером и нормалью к щитку.

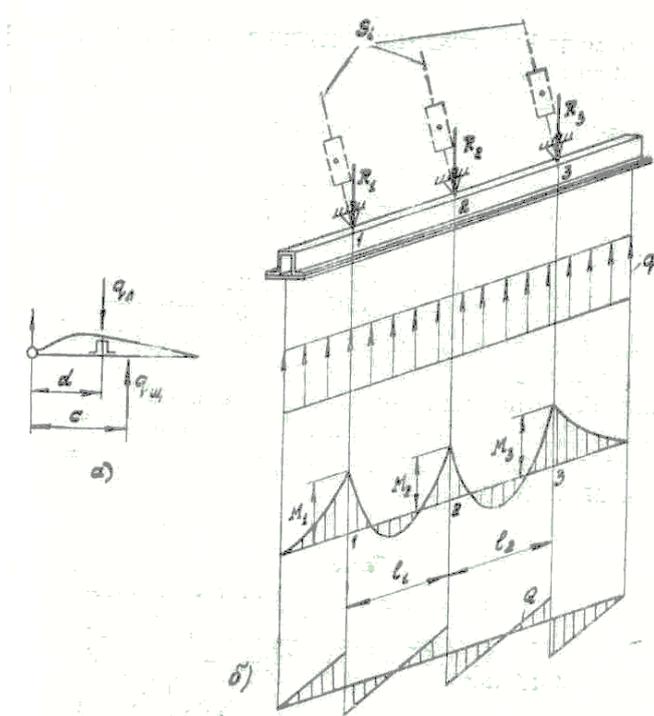


Рис. 11.

Усилия в тягах-тендерах определяются для разных углов отклонения щитка. Усилия S_i должны быть ниже критических усилий продольного изгиба шарнирно опертого стрелы.

Сдвигной щиток мало отличается по конструкции от простого щитка (рис. 12). Одновременно с отклонением вниз он перемещается назад, катаясь на роликах или скользя по рельсам. Передвигается щиток подъемником.

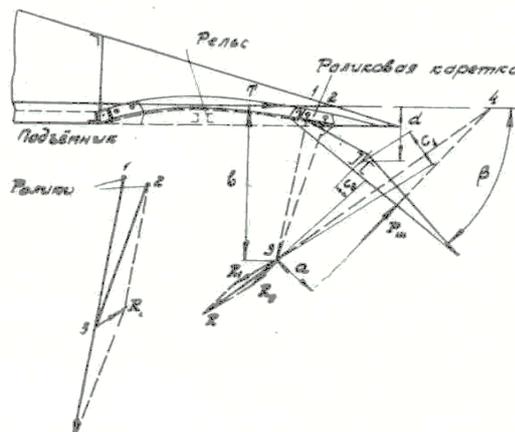


Рис. 12.

Пренебрегая силами трения, найдем, что реакции роликов проходят через точку 3, в которой пересекаются радиусы кривой качения роликов. Усилие T в подъемнике найдем из уравнения моментов относительно точки 3:

$$T = P_{щ} \frac{\alpha}{b}. \quad (29)$$

Зная усилие T и нагрузку щитка, определяем его опорные реакции в точке 3 (рис. 13), где R_1 – суммарная реакция одной пары роликов; R_2 – суммарная реакция другой пары роликов.

Реакции, нормальные к плоскости щитка, R_{in} находим от нагрузки $q_{щ}$ и силы $T \sin \beta$, где β – угол между подъемником и плоскостью щитка, а реакции, параллельные плоскости щитка, R_{it} , определяем от силы $T \cos \beta$ (рис. 13, а, б). Зная R_{in} и R_{it} , находим суммарные реакции роликов R в точке 3 (рис. 13, в). Равнодействующая реакции R_i дает силу T и $P_{щ}$ (рис. 12). Зная R_i , определим усилия на ролики и построим эпюры Q , $M_{изг}$, $M_{кр}$ (рис. 13). Сосредоточенные крутящие моменты на опорах и в полете щитка относительно оси лонжерона найдем как произведение сил R_i на плечи c_i и силы T на плечо d (рис. 12).

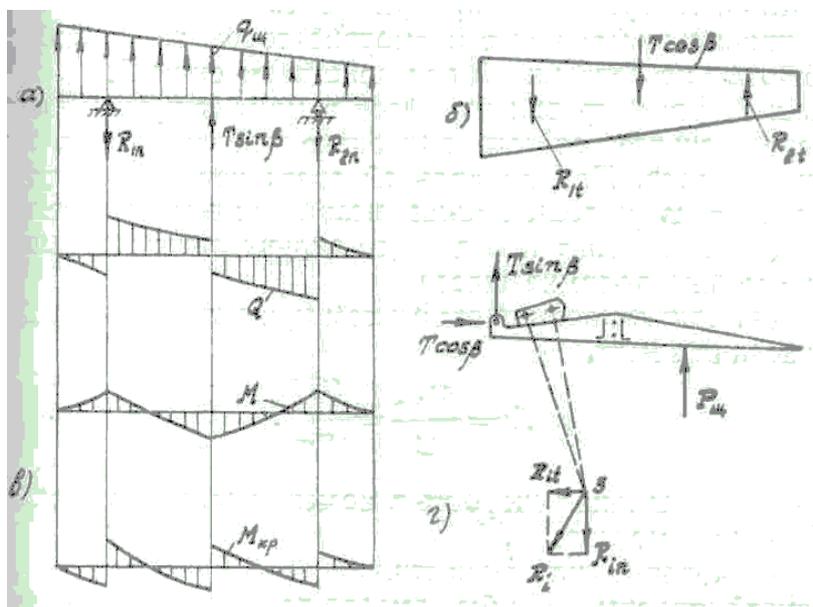


Рис. 13.

Закрылок. По конструкции закрылок аналогичен элерону. Нагрузками для закрылков являются аэродинамические силы. Ввиду полной аналогии расчет закрылка на прочность производится так же, как и элерона.

Ключевые слова.

Двухопорный руль. Погонный шарнирный момент.

Вопросы.

- Какие нагрузки, действуют на элероны?
- Какие нагрузки, действуют на рули?
- Какие нагрузки, действуют на механизацию крыла?

Лекция №11

ТЕМА: Определение внешних нагрузок действующих на шасси самолёта. Определение стояночного усилия. Определение внешних нагрузок при посадке и при рулении.

План

- Определение внешних нагрузок, действующих на шасси.
- Определение стояночного усилия на колеса.
- Определение внешних нагрузок, действующих на шасси при посадке и рулежке на земле.

Определение внешних нагрузок действующих на шасси самолета

Шасси является взлетно-посадочным приспособлением, воспринимающим нагрузки, действующие на самолет при его приземлении и при движении на земле. Поэтому шасси должны иметь детали смягчающие удар и способные в достаточно короткий срок поглощать работу, возникающую от удара при посадке самолета.

Шасси современного самолета помимо пневматиков колес снабжено специальным устройством – амортизатором.

Работа A , совершаемая при ударе самолета о землю, поглощается пневматиками колес и амортизатором за счет их совместного обжатия на величину h под действием силы P .

Известно, что нагрузки на шасси в момент приземления в первую очередь зависят от того, насколько искусно летчик совершает посадку самолета. При правильной трехточечной посадке усилия, действующие на колеса, весьма незначительны по величине. И наоборот, при «грубой» посадке (со значительным парашютированием) возможно поломка шасси.

Энергия, накапливаемая самолетом при парашютировании к моменту касания земли,

$$A = \frac{mV_B^2}{2} = \frac{GV_B^2}{2g}, \quad (1)$$

где V_B – вертикальная скорость в момент касания колесами земли;

G – вес самолета;

g – ускорение силы тяжести.

С другой стороны, если бы самолет падал в пустоте с высоты H , то к моменту касания земли он совершил бы работу

$$A = G \cdot H. \quad (2)$$

Приравняв правые части обеих формул (1) и (2), получим,

$$\frac{G}{2g} V_B^2 = G \cdot H, \quad (3)$$

откуда

$$V_B = \sqrt{2gH}. \quad (4)$$

Из формулы (4) видно, что вертикальная скорость в момент касания самолета земли (удара) зависит от высоты падения самолета в пустоте.

В действительности же самолет парашютирует не в пустоте, а в воздушной среде, создающей сопротивление его падению. Поэтому высота падения самолета H будет значительно большей, чем это получается по формуле (4) при равенстве вертикальных скоростей V_v .

Из формулы (1) видно, что чем меньше вертикальная скорость посадки самолета, тем меньше работа по поглощению энергии удара амортизационной системы и соответственно меньше ее обжатие (сжимающее усилие).

Вторым фактором, определяющим величины нагрузок, действующих на шасси при нормальной посадке самолета, является жесткость амортизационной системы

$$k = \frac{P}{h}, \quad (5)$$

P – усилие, сжимающее амортизационную систему;

h – величина обжатия амортизационной системы.

Более жесткая амортизационная система создает более высокие нагрузки на шасси. Более мягкая амортизационная система будет иметь очень большое обжатие. Поэтому оптимальная амортизационная система должна быть спроектирована так, чтобы она имела небольшой ход амортизатора и незначительные нагрузки, возникающие при ее работе.

Определение стояночного усилия на колеса

На стоянке на самолет действует единственная внешняя сила – собственный вес самолета.

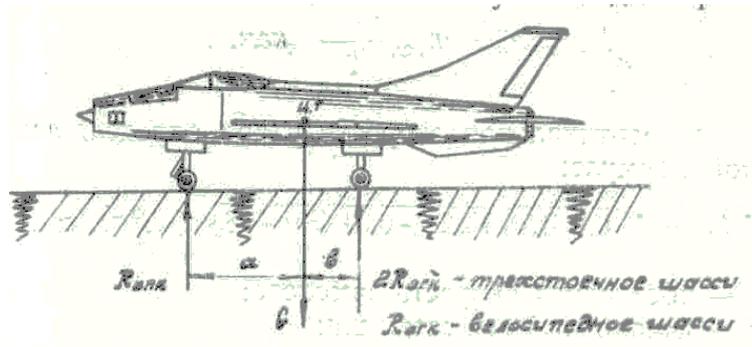


Рис. 1.

Стоячные усилия для трехстоечной схемы шасси самолета (рис. 1) определяются по формулам

$$\left. \begin{aligned} R_{огк} &= \frac{G \cdot \alpha}{2(\alpha + b)}; \\ R_{опк} &= \frac{G \cdot b}{\alpha + b}, \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

для велосипедной схемы шасси они будут

$$\left. \begin{aligned} R_{огк} &= \frac{G \cdot \alpha}{\alpha + b}; \\ R_{опк} &= \frac{G \cdot b}{\alpha + b}, \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

Следует заметить, что в последнее время самолета большой вместимости (аэробусы) требует постановки много стоечных шасси (пятистоечных).

Как правило, главные стойки в пятистоечной схеме шасси незначительно смещены относительно друг друга в направлении продольной оси самолета. И поэтому в первом приближении для определения стояночных усилий можно пользоваться следующими формулами:

$$\left. \begin{aligned} R_{\text{оск}} &\cong \frac{G \cdot \alpha}{4(\alpha + b)}; \\ R_{\text{онк}} &= \frac{G \cdot b}{\alpha + b}. \end{aligned} \right\} (8)$$

Определение внешних нагрузок, действующих на шасси при посадке и рулежке на земле

Внешние нагрузки для шасси определяются по нормам прочности. Ниже приводим определение внешних нагрузок для некоторых расчетных случаев..

Основные случаи, предусмотренные для шасси, обозначаются $E_{\text{ш}}$; $G_{\text{ш}}$; $E_{\text{ш}} + G_{\text{ш}}$; $R_{\text{ш}}$; $T_{\text{ш}}$.

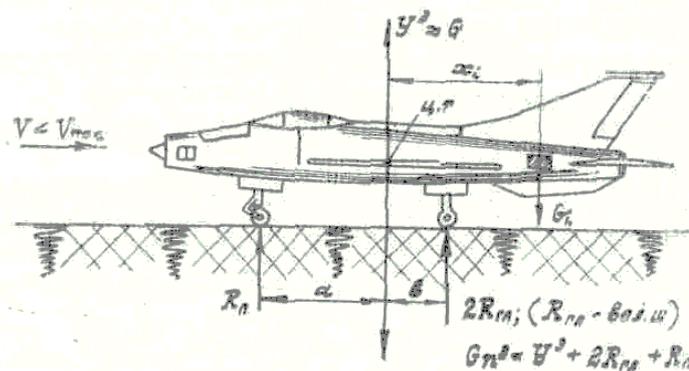


Рис. 2

Случай $E_{\text{ш}}$ – нормальная посадка самолета. Под нормальной посадкой самолета подразумевается посадка на три (рис. 2) или на две точки (рис. 3) для трехстоечной схемы шасси и посадка на две или одну точку для велосипедной схемы шасси.

При посадке на три точки на самолет действуют внешние нагрузки, показанные на рис. 2. В этом случае самолет имеет поступательное движение, и уравнения равновесия напишутся так:

$$\sum y = 0 \rightarrow Gn^{\circ} = 2R_{\text{ш}}^{\circ} + R_n^{\circ} + Y_{\text{кр}}^{\circ}; \quad (9)$$

$$\sum M_z = 0 \rightarrow J_{mz} \frac{d\omega}{dt} = 2R_{\text{ш}}^{\circ} b - R_n^{\circ} \alpha. \quad (10)$$

уравнений (9) и (10) получим перегрузку для любого груза самолета

$$n_i^{\circ} = \frac{2R_{\text{ш}}^{\circ} + R_n^{\circ} + Y}{G} \pm \frac{\epsilon x_i}{g}. \quad (11)$$

В случае нормальной посадки на главные колеса

$$n_i^3 = \frac{2R_{2л}^3 + Y}{G} \pm \frac{\varepsilon x_i}{g}. \quad (12)$$

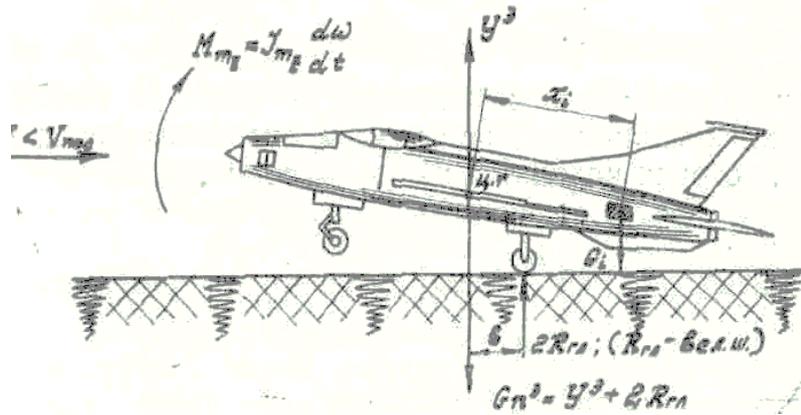


Рис. 3.

В случае нормальной посадки самолета с велосипедной схемой шасси (рис. 2, 3) формулы для определения перегрузки будут аналогичны формулам (11) и (12), только вместо $2R_{гл}^3$ будем иметь $R_{гл}^3$.

При проектировании стоек шасси перегрузка для шасси $n_{Еш}^3$ задается в зависимости от полетного веса G_0 и определяется по следующей приближенной формуле:

$$n_{Еш}^3 = 2,6 + \frac{4500}{G_0 + 2500} \leq 3,0 \div 3,5, \quad (13)$$

где G_0 – полетный вес, кг.

Расчетное усилие, действующее на одну главную стойку, будет

$$R_{зк}^p = R_{огк} n_{Еш}^3 f. \quad (14)$$

Случай $E_{ш}$ является расчетным для проверки прочности цилиндра, штока, некоторых элементов (рычагов) и амортизации.

Случай $G_{ш}$ – посадка самолета с передним ударом в основные стойки (ноги). В этом случае на самолет действуют внешние нагрузки, показанные на рис. 4.

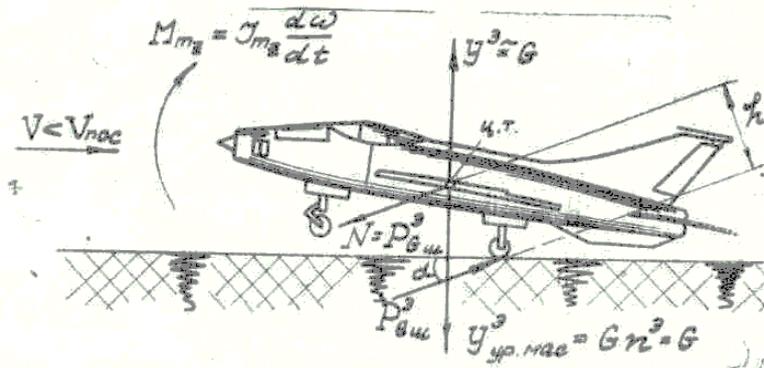


Рис. 4.

Уравнения равновесия будут следующими:

$$\left. \begin{aligned} Y_{урмасс}^{\circ} &= Y^{\circ}; \\ N &= mj = P_{Gu}^{\circ}; \\ \sum M_z &= J_{mz} \frac{d\omega}{dt} - P_{Gu}^{\circ} h = 0 \end{aligned} \right\} (13)$$

Угол α , перегрузка $n_{Gш}^{\circ}$, величина нагрузки на одну стойку коэффициент безопасности задаются в табл. 1.

Т а б л и ц а . 1

Наименование	Шасси с хвостовым колесом	Трехстоечное шасси с передней стойкой и велосипедное шасси
Угол α	$5^{\circ} + 0,025D$	$20^{\circ} + 0,025D$
Перегрузка $n_{Gш}^{\circ}$	1,25	1,5
Нагрузка на одну стойку $R_{ГК}^{\circ}$	$1,25 R_{огк}$	$1,5 R_{огк}$
Коэффициент безопасности f	1,65	1,65

где D – диаметр колеса, мм.

Случай $G_{ш}$ введен для проверки прочности задних подкосов шасси.

Случай $R_{ш}$ – посадка самолета с боковым ударом в главные стойки шасси. В этом случае на самолет действуют внешние нагрузки, как показано на рис. 5.

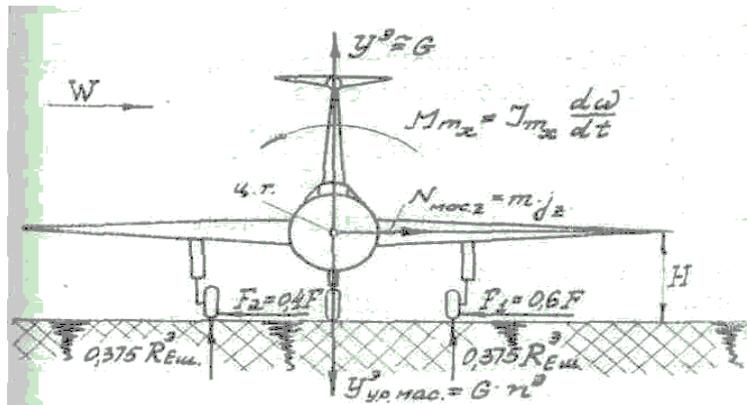


Рис. 5.

Уравнения равновесия будут следующими:

$$\left. \begin{aligned} Y_{урмасс}^{\circ} &= Y^{\circ} + 0,75 R_{Еш}^{\circ}; \\ N_{массz} &= n_{R1ш}^{\circ} G = F; \\ F &= F_1 + F_2; \\ \sum M_x &= J_{mx} \frac{d\omega}{dt} - FH = 0. \end{aligned} \right\} (14)$$

Расчетная вертикальная сила на одну главную стойку

$$R_{R1ш}^p = 0,375 R_{Em}^p. \quad (15)$$

Боковая сила (сила трения) по направлению оси oz

$$F_{R1ш}^p = G n_{R1ш}^3 f. \quad (16)$$

Перегрузка $n_{R1ш}^3$ для данного расчетного случая определяется так:

$$n_{R1ш}^3 = \frac{V_{noc}}{67} > 0,32, \quad (17)$$

V_{noc} – посадочная скорость, м/сек.

Боковая сила $F_{R1ш}^p$ прикладывается к стойкам неравномерно ($0,6 F_{R1ш}^p$ и $0,4 F_{R1ш}^p$), в зависимости от того, с какой стороны воздействует горизонтальный воздушный порыв. Случай $R_{1ш}$ является расчетным для боковых подкосов стоек шасси в момент посадки самолета.

Случай $R_{3ш}$ – руление самолета на земле. После нормальной посадки во время пробега, когда скорость самолета незначительна, самолет может иметь тенденцию к криволинейному движению по ВПП. В этом случае подъемная сила самолета принимается равной нулю: $Y = 0$.

При криволинейном движении самолета по земле на самолет будет действовать центробежная сила:

$$F = m j_z = \frac{G_0}{g} \frac{V^2}{r}, \quad (18)$$

Где:

r – радиус траектории.

Центробежная сила будет создавать поступательное и вращательное движение самолета при рулении. Ниже показаны схемы уравнивания самолета для различных схем шасси.

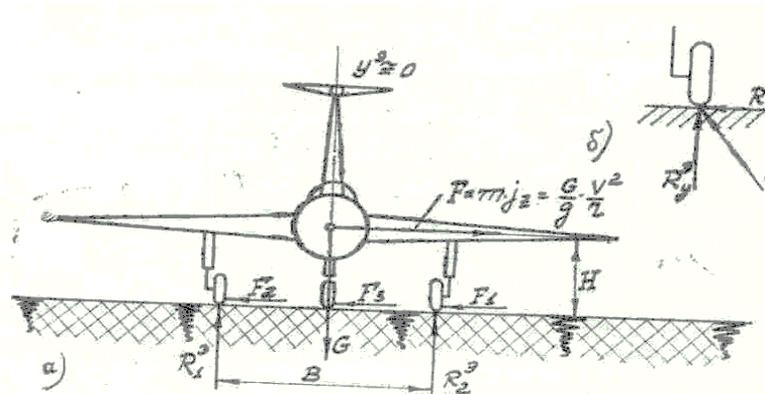


Рис. 6.

1. Для трехстоечной схемы шасси (рис. 6, а):

$$\left. \begin{aligned} \sum z &= F - (F_1 + F_2 + F_3) = 0; \\ \sum M &= FH - \frac{B}{2}(R_1 - R_2) = 0; \\ FH &= G \frac{B}{2}. \end{aligned} \right\} (19)$$

Если действующий момент от центробежной силы больше, чем восстанавливающий момент относительно одной главной стойки то самолет касается земли только одной главной стойкой. Другая стойка находится вблизи поверхности ВПП. В этом случае на одну стойку шасси действуют три компонента сил по соответствующим осям, как условно показано на рис. 6, б:

$$\left. \begin{aligned} R_x^3 &= 0,55 n_{R2ш}^3 G, \\ R_y^3 &= n_{R2ш}^3 G; \\ R_z^3 &= n_{R2ш}^3 G; \end{aligned} \right\} (20)$$

где $n_{R2ш}^3 = 0,6$ для шасси с задним колесом;
 $n_{R2ш}^3 = 0,7$ для шасси с передней стойкой;
 $f = 1,65$ – коэффициент безопасности.

Если $FH < G \frac{B}{2}$, то движение самолета при рулении будет устойчиво.

Следовательно, ширина колеи B должна выбираться из этого условия.

Для велосипедной схемы шасси (рис.7)

$$\left. \begin{aligned} F &= F_1 + F_3; \\ FH &= R_1 l. \end{aligned} \right\} (21)$$

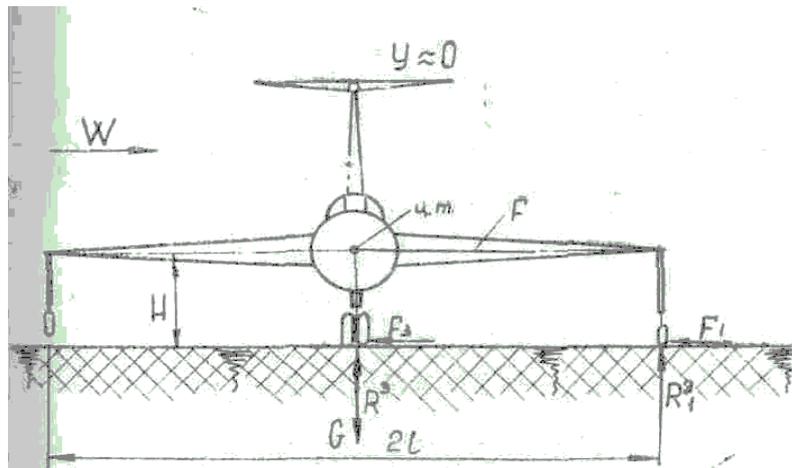


Рис. 7.

Для велосипедной схемы шасси радиус кривизны r скорость разворота V зависят от допустимой нагрузки на на подкрыльевую стойку. Боковая сила связана с нагрузкой на подкрыльевую стойку соотношением.

$$R_1 = \frac{FH}{l}. \quad (22)$$

Предельная вертикальная нагрузка определяется из условия движения самолета по неровностям аэродрома:

$$R_1^{\text{э}} = n_{R2ш}^{\text{э}} \Delta G_0, \quad (23)$$

где ΔG_0 – часть веса, приходящаяся на одну подкрыльевую стойку при стоянке самолета;

$n_{R2ш}^{\text{э}} = 0,7$ – перегрузка, действующая на самолет.

Реактивные силы на главные стойки будут

$$R_x^{\text{э}} = 0,55 n_{R2ш}^{\text{э}} G; \quad R_y^{\text{э}} = n_{R2ш}^{\text{э}} G; \quad R_z^{\text{э}} = n_{R2ш}^{\text{э}} G;$$

реактивная сила на подкрыльевую стойку

$$R_1^{\text{э}} = n_{R2ш}^{\text{э}} \Delta G;$$

Случай $R_{2ш}$ будет также расчетным для проверки боковых подкосов шасси при рулении самолета.

Случай $T_{ш}$ – посадка самолета с торможением. В этом случае на самолет действуют внешние силы (рис. 8). Подъемная сила принимается равной весу самолта ($Y = 0$).

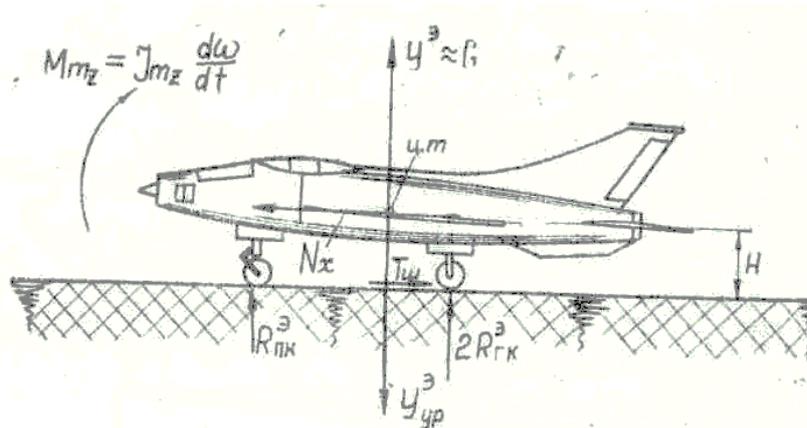


Рис. 8.

Уравнения равновесия будут

$$\left. \begin{aligned} Y_{уп}^{\text{э}} &= Y^{\text{э}} + R_{пк}^{\text{э}} + 2R_{ГК}^{\text{э}}; \\ \sum M &= J_{mz} \frac{d\omega}{dt} - T_{ш} H = 0; \\ N_x &= m j_x = T_{ш}. \end{aligned} \right\} (24)$$

Для расчета стоек шасси и задних подкосов задаются следующие величины внешних нагрузок:

$T_{ш}^3 - 0,55 R_{Еш}^3$ для трехстоечной и велосипедной схем шасси;

$T_{ш}^3 - 0,225 R_{Еш}^3$ для схемы шасси и задним колесом;

$R_{Тш}^3 - 0,5 \quad 0,75 n_{Еш}^3 G$ – нагрузка на одну главную стойку.

Ключевые слова и выражение.

Пневматики колес. Амортизационная система. Расчетные случаи шасси.

Вопросы.

- Какую посадку характеризует случай $E_{ш}$?
- Какую посадку характеризует случай $G_{ш}$?
- Какую посадку характеризует случай $R_{ш}$?
- Какую посадку характеризует случай $T_{ш}$?

Лекция № 12

ТЕМА: Расчет на прочность шасси.

План

- Расчет на прочность шасси балочного типа.
- Расчет шасси подкосного типа.

Расчет на прочность шасси балочного типа

На рис. 9 приведена схема шасси балочного (консольного) типа.

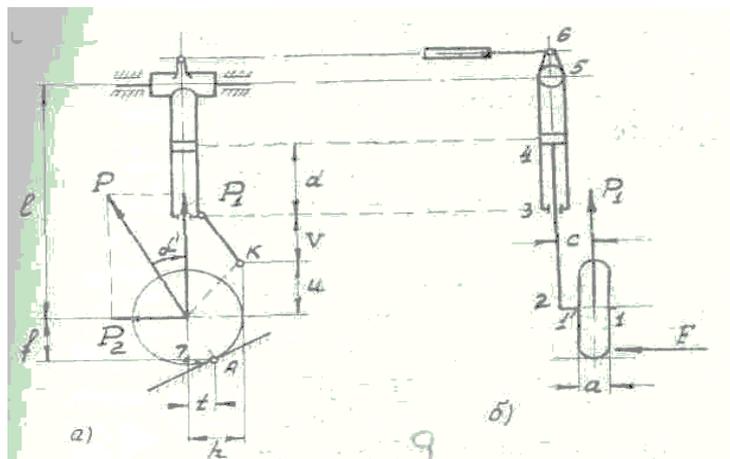


Рис. 9.

Вначале рассмотрим расчет шасси для случая $E_{ш}$ (посадка на три точки).

Расчет шасси целесообразно производить в следующем порядке. Нагрузку P , действующую на колесо, переносим на ось колеса и раскладываем ее на две составляющие: по оси стойки и перпендикулярно к ней (рис. 9):

$$\left. \begin{aligned} P_1 &= P \cos \alpha'; \\ P_2 &= P \sin \alpha'. \end{aligned} \right\} \quad (25)$$

Расчет от составляющей P_1 . От действия составляющей P_1 стойка будет работать на сжатие и изгиб.

Полуось от силы P_1 будет нагружена изгибом. Шток будет воспринимать сжатие и постоянный изгибающий момент.

Эпюры изгибающего момента и перерезывающих сил от силы P_1 показаны на рис. 10.

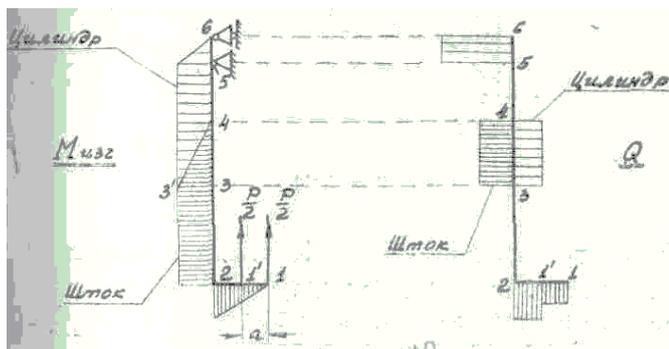


Рис. 10.

Величина изгибающего момента будет

$$M_2 = M_5 = P_1 c. \quad (26)$$

Осевая сила по штоку $P_1 = \text{const}$. Эта сжимающая сила со штока передается на жидкость, газ и цилиндр.

Напряжение в штоке, например в сечении 2, можно подсчитать по формуле

$$\sigma_{\text{сум}} = \frac{P_1}{F_{\text{шт}}} + \frac{M_{\text{изг}}}{W}, \quad (27)$$

где $F_{\text{шт}}$ – площадь штока в сечении 2;

$M_{\text{изг}} = P_1 c$ – изгибающий момент в сечении штока;

W – момент сопротивления изгибу;

c – расстояние от колеса до оси стойки.

Расчет от составляющей P_2 . Полуось от силы P_2 будет работать на изгиб в горизонтальной плоскости.

Стойка шасси будет воспринимать изгиб и кручение. Соответствующие моменты будут

$$\left. \begin{aligned} M_5 &= P_2 l; \\ M_{\text{кр}} &= P_2 c. \end{aligned} \right\} \quad (28)$$

Эпюры изгибающих моментов и перерезывающих сил по длине стойки показаны на рис. 11.

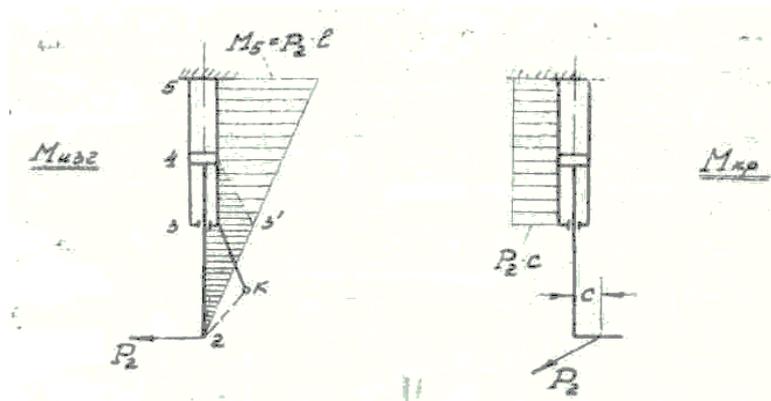


Рис. 11.

Передача крутящего момента. Крутящий момент $M_{кр} = P_2 c$ воспринимается траверсой и передается ею на цилиндр, который, закручиваясь, передает момент на опору (рис. 12). Схему загрузки траверсы можно изобразить так.

Сила T , действующая на шарнире 0 траверсы (рис. 12), определится по формуле

$$T = \frac{M_{кр}}{b} = \frac{P_2 c}{b}. \quad (29)$$

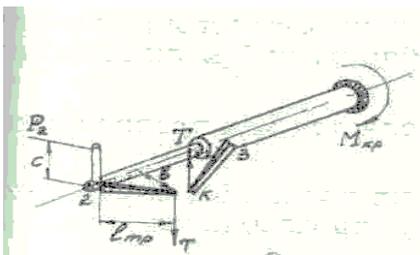


Рис. 12.

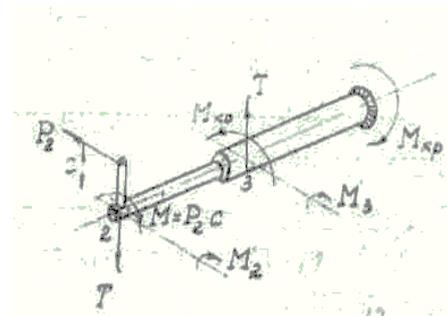


Рис. 13.

Для наглядности на рис. 13 приведено нагружение штока и цилиндра от траверсы.

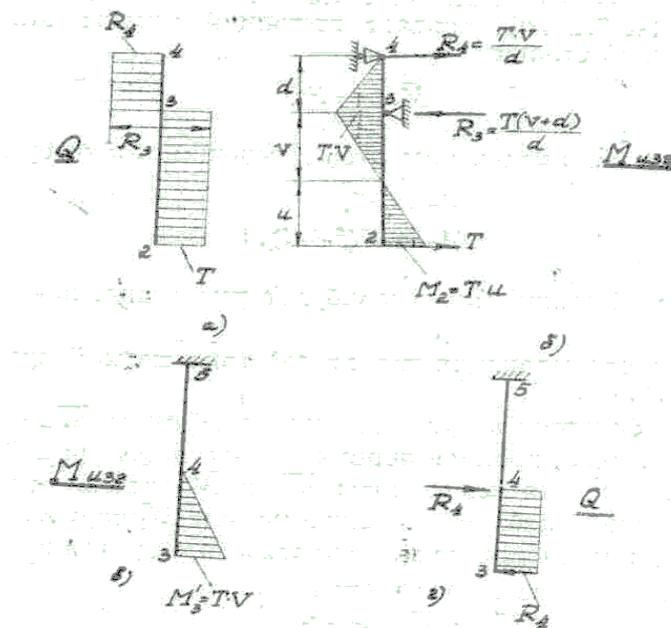


Рис. 14.

Эпюры изгибающих моментов и перерезывающих сил от работы траверсы отдельно для штока показаны на рис. 14, а, б для цилиндра – на рис. 14, в, г.

Далее следует геометрически просуммировать полученные значения перерезывающих сил и изгибающих силы P , P_1 и P_2 .

Зная перерезывающие и осевые силы, а также изгибающие и крутящие моменты по всем конструктивно-силовым элементам шасси, можно определить величины напряжений в любом сечении любого элемента шасси.

Прочность штока и цилиндра определяется, как правило, по изгибающим моментам.

Расчет шасси такого типа для других расчетных случаев, когда сила действует в плоскости колеса, производится аналогично разобранным.

Рассмотрим расчет шасси на случай бокового нагружения. В совокупности с действующими выше силами P_1 и P_2 имеем случай $R_{1ш}$ – случай посадки на три точки с боковым ударом.

Порядок расчета от силы F . Сила F , приложенная в точке A (рис. 9, 15, а), создает крутящий момент относительно амортизационной стойки

$$M_{кр} = Ft. \quad (30)$$

Величины изгибающих моментов в сечении стойки будут

$$\left. \begin{aligned} M_2 &= Ff; \\ M_5 &= F(f+l). \end{aligned} \right\} \quad (31)$$

Эпюра изгибающих моментов будет иметь вид, показанный на рис. 15, б.

Эпюры перерезывающих сил от действия силы F представлены на рис. 15, в, г, е.

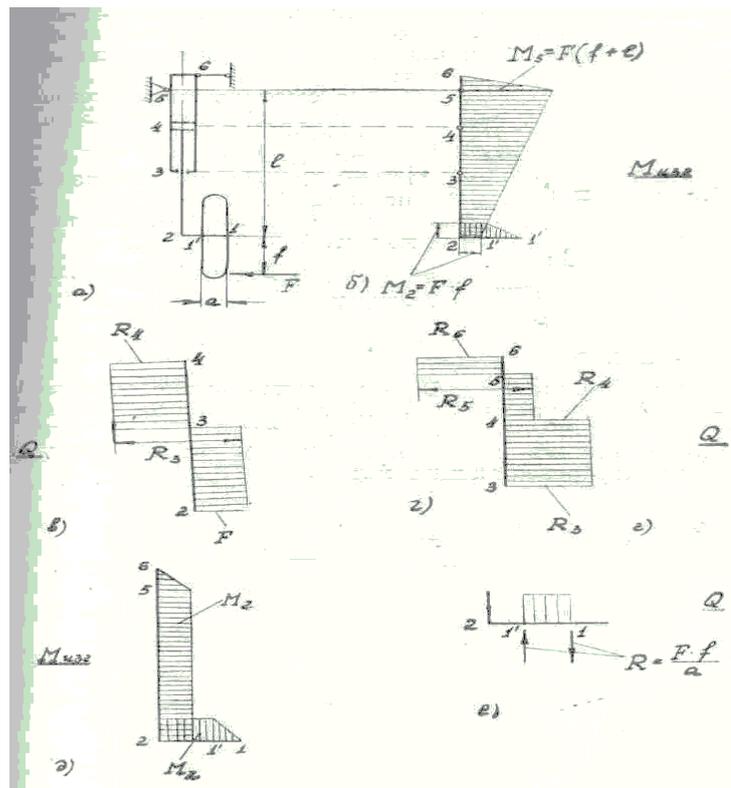


Рис. 15.

Расчет на действия крутящего момента. Вектор $\overline{M}_{кр} = \overline{F}t$ лежит в плоскости колеса, проходя через ось колеса (рис. 9). Разложив вектор $\overline{M}_{кр}$ на компоненты \overline{M}_1 и \overline{M}_2 вдоль оси стойки и перпендикулярно к ней, получим, что момент \overline{M}_1 скручивается стойку, а момент \overline{M}_2 производит изгиб в плоскости оси стойки.

$$\left. \begin{aligned} \overline{M}_2 &= \overline{M}_{кр} \sin \alpha' ; \\ \overline{M}_1 &= \overline{M}_{кр} \cos \alpha' . \end{aligned} \right\} (32)$$

Эпюра изгибающего момента \overline{M}_2 показана на рис. 15, д.

Расчет шасси подкосного типа

Пусть имеем шасси подкосного типа (рис. 16). Эта схема является также статически определимой, так как подкос устраняем одну степень свободы (без подкоса получаем механизм). Порядок расчета шасси данной схемы аналогичен расчету шасси балочного типа.

Рассмотрим определение усилия в подкосе для случаев $E_{ш}$ и $R_{1ш}$.

Расчет на случай $E_{ш}$. Вначале разложим силу P на составляющие P_1 и P_2 . Затем определим усилие в подкосе S , взяв сумму моментов от силы P и S относительно оси, проходящей через точку A :

$$\sum M_A = P_1 \alpha - S b = 0,$$

Откуда:

$$S = \frac{P_1 \alpha}{b}. \quad (33)$$

Расчет на случай $R_{1ш}$. В этом случае также определяем усилие в подкосе S из уравнения моментов, взятого относительно оси вращения стойки, т.е. относительно точки B . А затем, зная S , нетрудно построить для стойки эпюры изгибающих, крутящих моментов и перерезывающих сил.

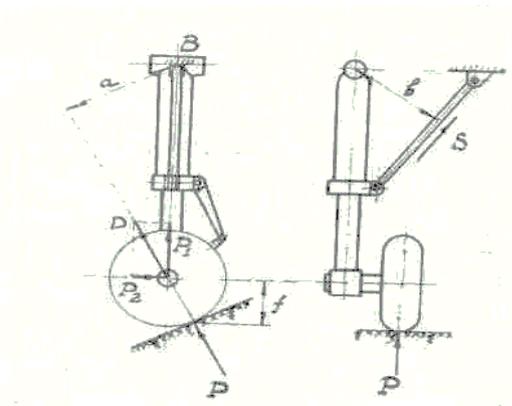


Рис. 16.

Ключевые слова.

Шасси консольного типа. Стойка. Полуось. Подкось. Траверса.

Вопросы.

- Какие виды деформаций испытывают стойки шасси?
- Какие напряжения возникают в штоке?
- По действиям каких моментов определяется прочность штоке и цилиндра?

Лекция №13

ТЕМА: Определение внешних нагрузок действующих на фюзеляж

План

- Определение внешних нагрузок.
- Уравновешивание самолета в горизонтальной плоскости относительно оси Oy.
- Уравновешивание самолета относительно продольной оси Ox.

Определение внешних нагрузок.

При проектировании и расчёта на прочность фюзеляжей необходимо знать все внешние нагрузки, действующие на самолёт при различных режимах полета и при посадке. Действительные эксплуатационные внешние нагрузки на фюзеляжи самолётов рекомендуется определять по нормам прочности. Однако мы считаем целесообразным изложить для полноты вопроса приближенное определение внешних нагрузок на фюзеляжи самолётов. Это позволит лучше уяснит и понять физическую суть явления при различных маневрах в процессе эксплуатации самолётов.

Известно, что к фюзеляжу крепятся все основные агрегаты самолёта: крыло, хвостовое оперение, шасси и силовая установка. Следовательно, фюзеляж связывает в одно целое все агрегаты самолёта и служит опорой (базой) для них кроме того, в фюзеляже размещаются баки с топливом, экипаж, пассажиры, оборудование и т.п. поэтому основными внешними нагрузками для фюзеляжей будут нагрузки (реакции), подходящие от прикрепленных к нему вышеуказанных агрегатов. Помимо этих внешних нагрузок фюзеляжей нагружается инерционными силами, от собственного веса конструкции. При обтекании воздушным потоком на поверхности фюзеляжей возникают местных аэродинамические нагрузки: разрежение и давление, которые в отдельных местах (пилотский фонарь, носовая часть и т.п.) могут достигать величин порядка

$$p_{\text{маэр}} = 0,7 \div 1,0 \text{ кг / см.}$$

На рис. 1 показано действие местных аэродинамических нагрузок на поверхности фюзеляжей в полёте, которые могут оказывать влияние только на местную прочность фюзеляжа.

В герметических фюзеляжах или их сильных отсеках действуют значительные внешние нагрузки и от внутреннего давления.

Поскольку к фюзеляжу крепятся основные агрегаты самолёта, то его расчёт на прочность следует производить на все расчетные случаи нагружения крыльев, оперение, шасси и силовой установки. Кроме того, прочность следует производить на все расчетные случаи нагружения крыльев, оперения, шасси и силовой установки. Кроме того, прочность фюзеляжа должна быть проверена на следующие аварийные случаи при посадке самолета: с убраным шасси, с полным капотом самолета и на воду сухопутного самолета.

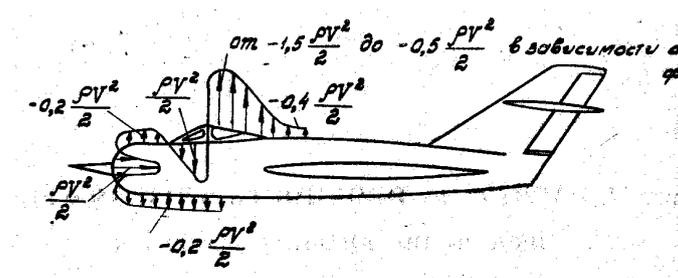


Рис.1.

В полетных случаях опорами для фюзеляжа будут служить лонжероны крыла. Если крыло имеет больше двух лонжеронов, то при определении реакций опор задача будет статически неопределимой. В посадочных случаях опорами для фюзеляжа являются стойки шасси лонжероны крыла, например, при велосипедной схеме шасси опорами являются усиленные шпангоуты. При трех стоечной схеме шасси с носовым или хвостовым колесом опорами будут усиленные шпангоуты и лонжероны крыла.

Перед расчётом фюзеляжа на прочность целесообразно построить эпюры внешних нагрузок по длине фюзеляжа и путем сравнения эпюр выявить наиболее тяжелые случаи нагружения. В практических расчетах можно рассматривать фюзеляж состоящим из трех частей: носовой (до переднего лонжерона крыла), средней (между передним и задним лонжеронами крыла) и хвостовой (от заднего лонжерона крыла и далее).

Уравновешивание самолета относительно оси oz . В общем случае на самолет при полете в вертикальной плоскости действуют следующие внешние силы: подъемная сила крыла $Y_{кр}$, сила лобового сопротивления X , тяга двигателей P , сила веса самолета G_o , уравновешивающая аэродинамическая сила $Y_{урго}$ и маневренная сила $Y_{манго}$ (рис.2). Причем маневренная сила $Y_{манго}$, возникающая мгновенно на горизонтальном оперении вследствие отклонения руля высоты в начале маневра, будет создавать поступательное и вращательное движения самолета.

Уравнения равновесия для самолета относительно оси oz (рис. 2), на основании принципа Даламбера, напишутся в таком виде:

$$P_{масс} = m_o j_n = Y_{кр}^z + Y_{урго}^z + Y_{мго}^z ; \quad (1)$$

$$M_{масс} = J_{mz} \frac{d\omega}{dt} = Y_{мго}^z L_{го} . \quad (2)$$

Уравнение (1) написано для уравновешивания самолета при поступательном движении, а (2) – при вращательном движении.

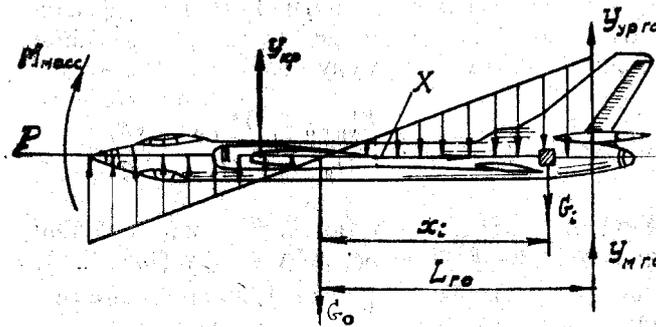


Рис.2.

Из (1) поступательная перегрузка для самолета будет

$$n_n^z = n_{кр}^z + \frac{Y_{урго}^z + Y_{мго}^z}{G_o} . \quad (3)$$

Из уравнения равновесия (2) получим значение углового ускорения

$$\frac{d\omega}{dt} = \varepsilon = \frac{Y_{манго}^z L_{го}}{J_{mz}} . \quad (4)$$

Линейное ускорение $j_{пвр}$ за счет вращательного движения самолета будет

$$j_{пер} = \varepsilon x_i. \quad (5)$$

Суммарная эксплуатационная перегрузка для фюзеляжа за счет поступательного и вращательного движений самолета напишется так:

$$n_{\phi}^{\circ} = n_n^{\circ} + n_{пер}^{\circ} = \frac{j_n + j_{пер}}{g}. \quad (6)$$

Подставив в (6) вместо ускорений их значения из (3) и (5) и приняв во внимание, что аэродинамические нагрузки на хвостовом оперении $Y_{урго}$ и $Y_{мго}$ и массовые инерционные силы от сосредоточенных грузов и веса конструкции фюзеляжа для носовой и хвостовой частей могут иметь разные знаки, запишем окончательно расчетную формулу (6) в таком виде:

$$n_{\phi}^{\circ} = n_{кр}^{\circ} \mp \frac{Y_{урго}^{\circ}}{G_o} \pm \frac{Y_{мго}^{\circ}}{G_o} \pm \frac{\varepsilon x_i}{g}. \quad (7)$$

Отметим, что вследствие угловой скорости вращения действует центростремительное ускорение, равное $\omega_z^2 x$ (рис.3). Это ускорение обычно не учитывают в расчетах ввиду малости угловой скорости вращения ($\omega_z \cong 0$).

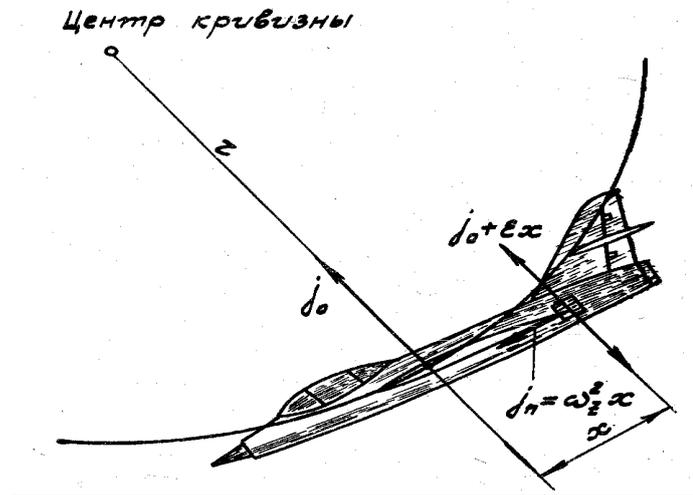


Рис.3.

Анализируя расчетную формулу (7), видно, что применима для многих расчетных случаев нагружения самолета при маневре в вертикальной плоскости. Например, для расчетного случая С (при $n_{кр} = 0$) она будет иметь вид

$$n_{\phi c}^{\circ} = \pm \frac{Y_{ургоc}^{\circ}}{G_o} \pm \frac{Y_{мгоc}^{\circ}}{G_o} \pm \frac{\varepsilon_c x_i}{g}, \quad (8)$$

а для случая «полет в неспокойном воздухе» (при $n_{кр} = 1$)

$$n_{\phi ив}^{\circ} = 1 \pm \frac{Y_{ургоив}^{\circ}}{G_o} \pm \frac{Y_{мгоив}^{\circ}}{G_o} \pm \frac{\varepsilon_{ив} x_i}{g}. \quad (9)$$

В приводимых формулах:

n_{ϕ}° – суммарная эксплуатационная перегрузка для фюзеляжа;

$n_{кр}^{\circ}$ – эксплуатационная перегрузка для крыла, величина которой берется в зависимости от расчетного случая;

$m_0 = \frac{G_0}{g}$ – масса самолета;

G_0 – полетный вес самолета;

g – ускорение силы тяжести;

$j_{\text{л}}$ – линейное ускорение за счет вращательного движения;

m_i – масса любого сосредоточенного груза или масса отсека конструкции фюзеляжа;

x_i – расстояние от оси вращения Oz самолета до любого рассматриваемого сосредоточенного груза;

$L_{\text{го}}$ – расстояние от центра тяжести самолета до центра давления горизонтального оперения;

$J_{mz} = \sum_{i=1}^n m_i x_i^2$ – массовый момент инерции самолета относительно оси O_z который

можно определить по приближенной формуле:

$$J_{mz} \cong 0,026 \frac{G_o}{g} L_{\phi}^2. \quad (10)$$

Зная эксплуатационную перегрузку для фюзеляжа γ , можно определить инерционные нагрузки для любого сосредоточенного груза G_i рис 2, находящегося внутри фюзеляжа или подвешенного к нему:

$$G_{i\text{эп}}^{\text{э}} = G_{i\text{эп}} n_{\phi}^{\text{э}} = G_{i\text{эп}} \left(n_{\text{кр}}^{\text{э}} \pm \frac{Y_{\text{упго}}^{\text{э}}}{G_o} \pm \frac{Y_{\text{мго}}^{\text{э}}}{G_o} \pm \frac{\varepsilon x_i}{g} \right). \quad (11)$$

Далее получим формулу для определения массовой погонной нагрузки от собственного веса фюзеляжа рис 4

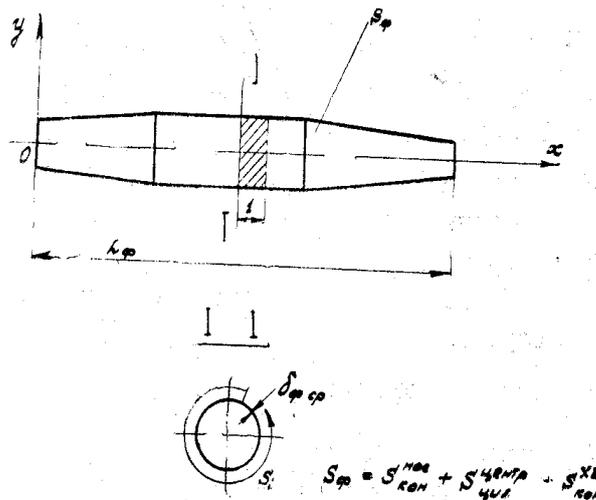


Рис.4.

Выражаем из фюзеляжа элемент длиной, равной единице, для которого погонная нагрузка будет

$$q_{\phi i} = 1 S_{ki} \delta_{\phi \text{ср}} \gamma. \quad (12)$$

Полный вес конструкции фюзеляжа получим

$$G_{\phi} = \int_0^{L_{\phi}} q_{\phi i} dx. \quad (13)$$

На основании 12 и 13 получим формулу вида

$$q_{\phi i} = \frac{G_{\phi}}{S_{\phi}} S_{ki}. \quad (14)$$

Эксплуатационная погонная нагрузка от собственного веса фюзеляжа будет

$$q_{\phi i}^{\circ} = \frac{G_{\phi}}{S_{\phi}} S_{ki} \left(n_{kp}^{\circ} \pm \frac{Y_{ypzo}^{\circ}}{G_0} \pm \frac{Y_{mzo}^{\circ}}{G_0} \pm \frac{\varepsilon x_i}{g} \right), \quad (15)$$

где G_{ϕ} – собственный вес фюзеляжа;

S_{ϕ} – поверхность фюзеляжа, причем носовую и хвостовую части можно приближенно принимать за конические оболочки, а среднюю часть – за цилиндрическую;

S_{ki} – длина контура любого сечения фюзеляжа;

G_{igr} – собственный вес сосредоточенного груза фюзеляжа;

γ – удельный вес материала;

$\delta_{\phi cp}$ – осредненная толщина обшивки фюзеляжа.

При определении расчетных нагрузок, действующих на фюзеляж, необходимо эксплуатационные нагрузки умножить на коэффициент безопасности f .

Величина коэффициента безопасности f берется в соответствии с расчетными случаями нагружения крыльев, хвостового оперения и силовой установки.

Вышеперечисленные внешние нагрузки симметрично нагружают сечения фюзеляжа в вертикальной плоскости, за исключением случая, когда фюзеляж имеет односторонний боковой вырез. При наличии бокового выреза (входная дверь) центр изгиба сечений фюзеляжа может несколько сместиться от плоскости симметрии (рис.5). В этом случае поперечные сечения фюзеляжа в районе выреза будут нагружены одновременно изгибом и кручением.

Кроме того, при расчете фюзеляжа следует учитывать несимметричное нагружение горизонтального оперения. (рис.б), которое возникает при полете со скольжением или при штопоре за счет появления аэродинамического момента относительно продольной оси самолета.

Величину этого аэродинамического момента можно определить по формуле

$$M_x^{\circ} = m_x^{\circ} q b_{zo} S_{zo}, \quad (16)$$

где m_x° – коэффициент, определяемый по нормам прочности; величина m_x° зависит от расположения горизонтального оперения по высоте и расположения крыла по отношению к фюзеляжу;

q – скоростной напор;

b_{zo} – хорда оперения;

S_{zo} – площадь горизонтального оперения.

На рис. 6 показано, что фюзеляж от внешних нагрузок при несимметричном нагружении горизонтального оперения будет разрабатывать одновременно на изгиб и кручение.

В этом случае величина крутящего момента

$$M_{kp} = Y_{zo}^{\circ} \alpha, \quad (17)$$

где α – расстояние от центра давления горизонтального оперения до плоскости симметрии фюзеляжа;

Y_{zo}° – внешняя нагрузка горизонтального оперения.

Уравновешивание самолета в горизонтальной плоскости относительно оси оу.

Уравновешивание самолета относительно вертикальной оси следует рассматривать в двух вариантах.

1. Имеет место статическое равновесие моментов относительно оси оу, но равновесие проекций сил отсутствует.

Этот случай относится к многомоторным самолетам при односторонней остановке двигателей.

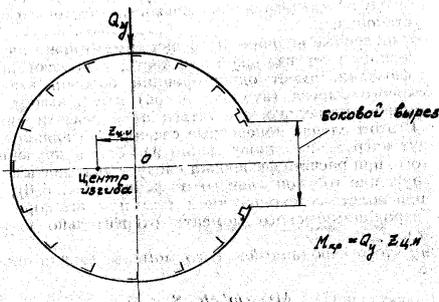


Рис. 5.5.

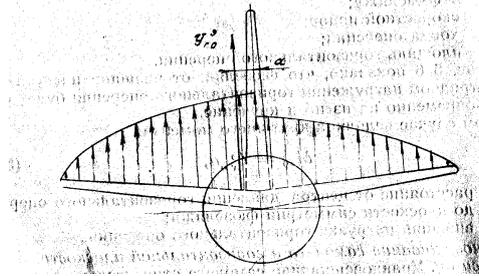


Рис.6

Уравнения равновесия самолета (рис.7) напишутся в таком виде:

$$\left. \begin{aligned} Ph &= Y_{упво} L_{во}; \\ X_{масс} &= m_0 j_x = P; \\ Z_{масс} &= m_0 j_z = Y_{упво}. \end{aligned} \right\} (18)$$

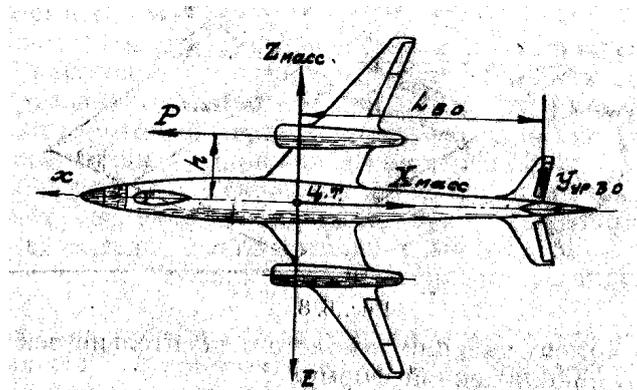


Рис.7

Осевые перегрузки по осям ox и oz будут

$$\left. \begin{aligned} n_x^э &= \frac{j_x}{g} = \frac{P}{G_o}; \\ n_z^э &= \frac{j_z}{g} = \frac{Y_{упво}}{G_o}. \end{aligned} \right\} (19)$$

2. Статическое равновесие моментов и равновесие проекций сил на соответствующие оси отсутствуют.

В этом случае на самолет будет действовать только одна маневренная аэродинамическая нагрузка $Y_{мво}$, мгновенно приложенная к вертикальному оперению.

Уравнения равновесия самолета (рис. 8) напишутся так:

$$Z_{\text{масс}} = m_{0jz} = Y_{\text{мво}}^3 + Y_{\text{нос}}^3; \quad (20)$$

$$M_{\text{масс}} = J_{\text{my}} \frac{d\omega}{dt} = Y_{\text{мво}}^3 L_{\text{во}} - Y_{\text{нос}}^3 L_{\text{нос}}. \quad (21)$$

Поступательная перегрузка определится из уравнения (20):

$$n_n^3 = \frac{Z_{\text{масс}}}{G_o} = \frac{Y_{\text{мво}}^3 + Y_{\text{нос}}^3}{G_o}.$$

Суммарная перегрузка за счет поступательного и вращательного движения самолета

$$n_{\phi}^3 = \frac{j_n \pm j_{\text{пер}}}{g} = \frac{Y_{\text{мво}}^3 + Y_{\text{нос}}^3}{G_o} \quad (22)$$

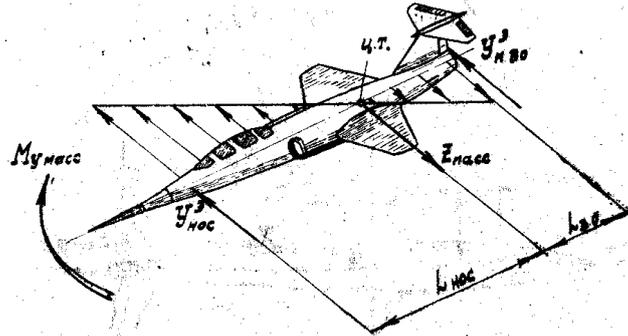


Рис.8.

Массовый момент инерции самолёта относительно оси Oy можно определить по приближенной формуле;

$$J_{\text{my}} = \sum_{i=1}^n m_i x_i^2 = \frac{G_o}{g} i_y^2, \quad (23)$$

где $i_y \cong 0,1(L_{\phi} + L_{\text{кр}})$ – радиус инерции;

$L_{\phi}, L_{\text{кр}}$ – длина фюзеляжа и размах крыла;

$\varepsilon = \frac{d\omega}{dt}$ – угловое ускорение.

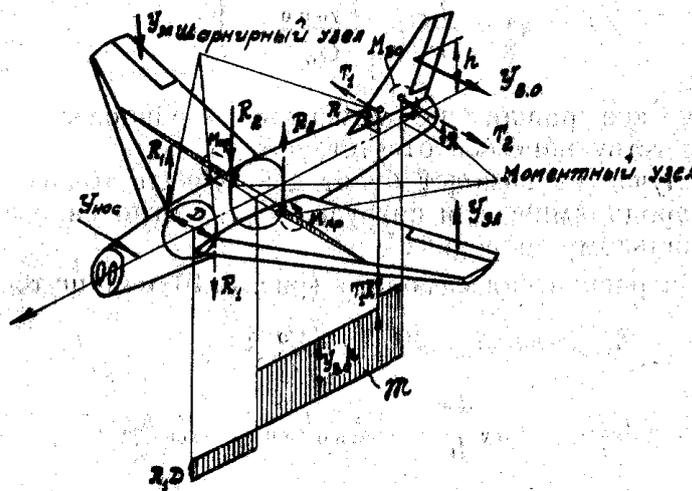


Рис.9.

Фюзеляж будет нагружаться в полете несимметрично от нагрузок вертикального оперения. На рис 9 для наглядности показано уравновешивание самолёта от действия нагрузок вертикального оперения.

Фюзеляж будет нагружаться также несимметрично при одновременном нагружении горизонтального и вертикального оперения.

Внешние нагрузки, действующие на фюзеляж, при двухкилевой схеме получается по величине примерно такими же, как и при однокилевой схеме.

Уместно заметить, что при двухкилевой схеме оперения за счет уменьшения расстояния от оси жесткости фюзеляжа до центра давления вертикальных шайб должно произойти уменьшение крутящего момента, который передается на фюзеляж, по сравнению с моментом, передаваемым однокилевым оперением.

Однако при полете со скольжением с двухкилевым оперением горизонтальное оперение как правило будет нагружаться несимметрично и вследствие этого возникнет момент M_x относительно продольной оси Ox , который будет крутящим моментом для фюзеляжа.

Следовательно, суммарный крутящий момент, возникающий от вертикальных шайб и горизонтального оперения, может оказаться в некоторых случаях несколько больше по величине по сравнению с крутящим моментом при однокилевой схеме оперения (рис 10)

Величина суммарного крутящего момента будет

$$M_{кр\ сум} = M_{кр\ в\ о} + M_{кр\ г\ о} = Y_{в\ о}^3 h + Y_{г\ о}^3 a, \quad (24)$$

где a – расстояние от плоскости симметрии фюзеляжа до центра давления всего горизонтального оперения;

h – расстояние от оси фюзеляжа до центра давления вертикального оперения.

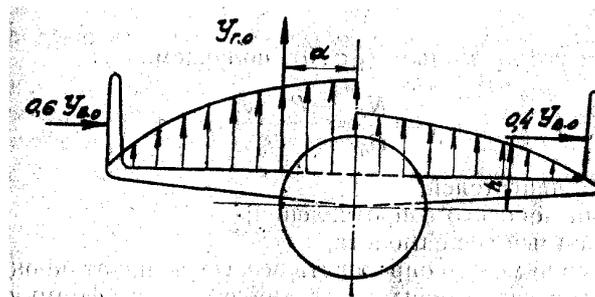


Рис.10.

Уравновешивание самолета относительно продольной оси Ox .

Рассмотрим определение осевых перегрузок вдоль оси самолета, хотя эти перегрузки численно значительно меньше по величине, чем нормальных по осям Oy и Oz . Осевые перегрузки возникают на самолетах, например при резком торможении щитками в полете.

За последние годы на самолетах стали размещать двигатели и внутри хвостовой части фюзеляжа, и снаружи. Поэтому хвостовая часть будет нагружаться осевыми нагрузками вдоль оси фюзеляжа.

Осевые перегрузки для самолета можно определить из уравнения равновесия проекции сил на направления касательного к траектории полета (рис 11):

$$P - X + G_o \sin\beta = N_t. \quad (25)$$

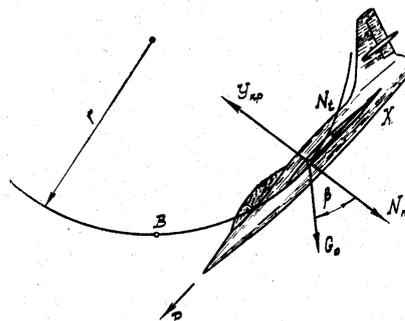


Рис.11.

Принимая угол β малым ($\beta \cong 0$), получим

$$n_x = \frac{N_t}{G_0} = \frac{P - X}{G_0}, \quad (26)$$

где P — тяга двигателей;

X — сила лобового сопротивления;

G_0 — полетный вес самолета.

Приблизительно можно определять осевые эксплуатационные перегрузки, пренебрегая лобовым сопротивлением, по формуле

$$n_x^2 \cong \frac{P}{G_0}. \quad (27)$$

В первом случае суммарная тяга двигателей в сечении действия ее будет уравниваться как аэродинамическим лобовым сопротивлением, так и массовыми силами от сосредоточенных грузов и от собственного веса конструкции.

Условие равновесие напишется в таком виде.

$$P = X + N_t = \int_0^{L_\phi} q_x^{aэp} dx + \int_0^{L_\phi} q_\phi n_x^2 dx + \sum_{i=1}^n G_{эpi} n_x^2 + G_{кр} n_x^2. \quad (28)$$

Текущее значение осевой продольной силы напишется в таком виде;

$$N_t = \int_0^x q_\phi n_x^2 dx + \sum_{i=1}^n G_{эpi} n_x^2 + G_{кр} n_x^2 \quad (29)$$

Во втором случае при $x = 0$ условие равновесия будет.

$$P = N_t = \int_0^{L_\phi} q_\phi n_x^2 dx + \sum_{i=1}^n G_{эpi} n_x^2 + G_{кр} n_x^2, \quad (30)$$

где $q_x^{aэp}$ — аэродинамическая погонная нагрузка;

q_ϕ — погонная нагрузка от собственного веса фюзеляжа;

$G_{кр}$ — собственный вес сосредоточенного груза;

n_x^2 — осевая перегрузка.

Рис 12 показана примерная эпюра осевых усилий, построенная по длине фюзеляжа к узлам крепления двух лонжеронов к фюзеляжу в виде реакции ($P = 0,5 G_{кр} n_x^2$) к каждому лонжерону.

Уравновешивание самолета при посадке и рулении на земле показано в главе III, где получены формулы для определения перегрузок для фюзеляжа и крыла.

Ключевые слова.

Фюзеляж. Шпангоут. Уравновешивание самолета.

Вопросы.

- Какое назначение фюзеляжа?
- Что понимаете под уравновешиванием самолета?
- Какие расчетные случаи для фюзеляжа знаете?

Лекция №14

ТЕМА: Расчет на прочность поперечных сечений фюзеляжа

План

- Построение эпюр внешних сил по длине фюзеляжа.
- Расчет на прочность поперечных сечений фюзеляжа.

Построение эпюр внешних сил по длине фюзеляжа.

Исходными данными для расчёта на прочность фюзеляжей будут являться эпюры перерезывающих сил Q , изгибающих и крутящих моментов $M_{изг}$ и $M_{кр}$, построенных по длине фюзеляжа.

Расчёт на прочность фюзеляжей должен производиться как от внешних сил, действующих в плоскости симметрии фюзеляжа, так и от внешних сил, действующих перпендикулярно к плоскости симметрии.

Коэффициенты безопасности для фюзеляжа берутся в соответствии с расчетными случаями нагружения крыльев, хвостового оперения и силовой установки. В посадочных случаях коэффициент безопасности для фюзеляжа f_ϕ принимается равным 1,8 а для стоек шасси $f_{ш}=1,65$.

В общем случае фюзеляж работает на изгиб и кручение. В практике расчётов при построении эпюр внешних нагрузок применяют графическое интегрирование, сущность которого приводится ниже.

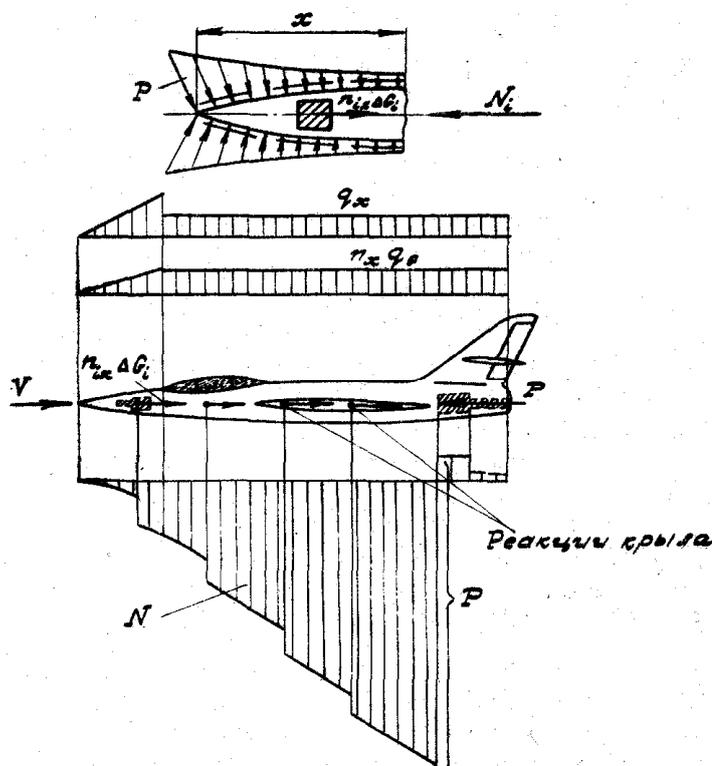


Рис.12.

Вначале следует определить инерционные нагрузки от сосредоточенных грузов $G_{гр i}^p = G_{гр i} n_\phi^3 f_\phi$, затем реакции опор для фюзеляжа $R_{\phi i}$ и все данные расчета занести в табл. 1.

Т а б л и ц а 1.

Номер сечения	$G_{грi}$	$n_{кр}^э$	$\frac{Y_{урго}^э}{G_o}$	$\frac{Y_{мго}^э}{G_o}$	$\frac{x_i}{g}$	$\frac{x_i}{g} \varepsilon$	$n_{сум}^э$	f	$G_{грi}^p$	$R_{фи}^p$
1										
2										
3										
4										
5										
6										
7										
8										
9										
10										
ит.д.										

При определении перерезывающих сил избегающих моментов длину фюзеляжа следует разбить на n участков длиной x . Далее необходимо составить табл. 2, которой должны быть занесены все данные, используя данные из табл. 1.

Т а б л и ц а 2

Номер сечения	$q_{фи}^p$	$q_{ср}^p = \frac{q_i^p + q_{i+1}^p}{2}$	Δx	$\Delta Q = q_{ср}^p \Delta x$	$\Delta Q \pm G_{грi}^p R_{фи}^p$	$Q_{ср} = \frac{Q_i + Q_{i+1}}{2}$	$\Delta M = Q_{ср} \Delta x$	M_i
1								
2								
3								
4								
5								
6								
7								
8								
9								
10								
ит.д.								

По данным табл. 2, можно построить эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов, как это показано для одного расчетного случая. (рис 13)

Такие эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов необходимо построить для основных расчетных случаев (полётных и посадочных) при различной комбинации внешних нагрузок и установить наиболее тяжёлые случаи нагружения отдельных сечений фюзеляжа.

Кроме приведенных внешних нагрузок на герметические фюзеляжи будут воздействовать избыточное давление и разрежение внутри его. Определение комбинированных внешних нагрузок на герметические фюзеляжи рассмотрено ниже, в главе VI.

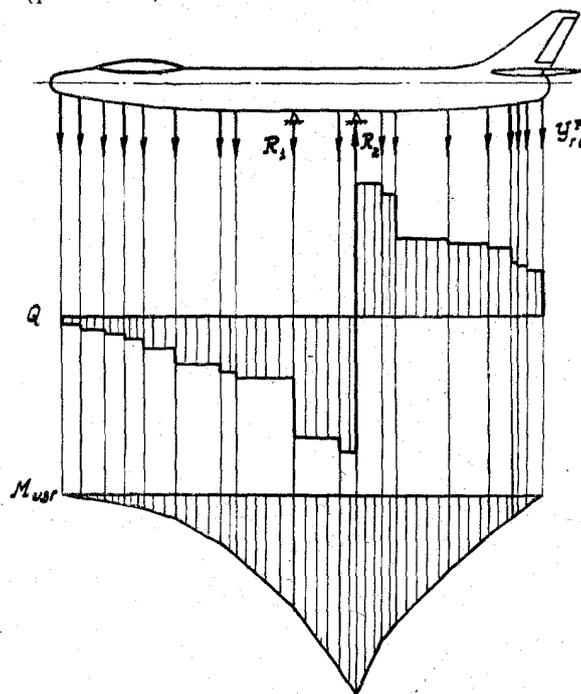


Рис.13.

Расчёт на прочность поперечных сечений фюзеляжей.

Имея исходные эпюры внешних нагрузок Q , $M_{изг}$, $M_{кр}$, построенные по длине фюзеляжа, можно перейти к определению нормальных и касательных напряжений.

Конструктивные силовые схемы фюзеляжей тождественны силовым схемам крыльев и методы расчёта их аналогичны методам расчета крыльев.

При определении нормальных напряжений продольных силовых элементов от воздействия избегающего момента можно использовать один из двух проверочных методов расчёта: либо метод расчёта при помощи редуцированных коэффициентов с использованием диаграмм деформаций, либо метод расчета по несущей способности без редуцированных коэффициентов (графоаналитический метод расчёта), эти методы приведены в разделе «расчёт самолета на прочность»

Касательные напряжения от действия перерезывающей силы и крутящего момента определяются достаточно просто, так как большинство поперечных сечений фюзеляжей представляют собой одно-замкнутые сечения, за исключением поперечных сечений фюзеляжей самолетов – аэробусов.

Поперечные сечения фюзеляжей самолетов – аэробусов – много замкнутые сечения. При определении касательных напряжений от перерезывающей силы и крутящего момента приходится рассматривать их как системы статически неопределимые. Расчёт много палубных фюзеляжей будет рассмотрен ниже.

Расчёт поперечных сечений фюзеляжа типа полумонок.

Расчёт от внешних сил, действующих в вертикальной плоскости.

Пусть имеем симметричное поперечное сечение фюзеляжа типа полумонок, продольный силовой набор которого состоит из четырёх лонжеронов, стрингеров и обшивки, а поперечный набор – из шпангоутов. Причём обшивки фюзеляжа работает одновременно на нормальные и касательные напряжения при изгибе. (рис 17)

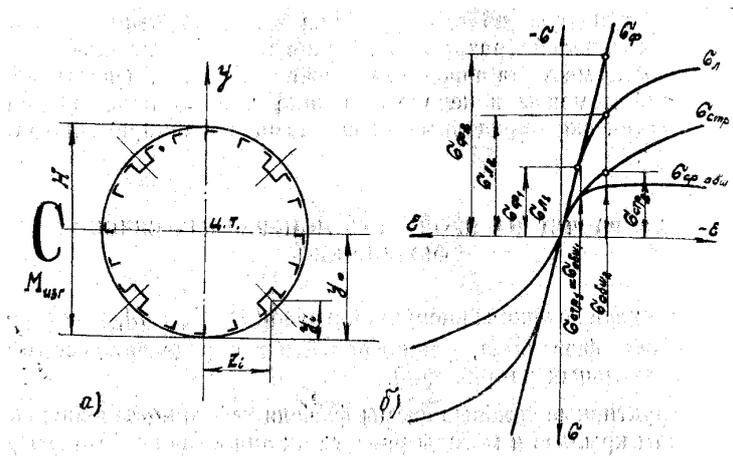


Рис.17.

Нормальные напряжения от действия избегающего момента для случая, когда обшивка не теряет устойчивость от касательных напряжений до расчётных нагрузок, могут быть определены по известной формуле:

$$\sigma_i = \frac{M_p}{J_{npi}}(y_i - y_0). \quad (31)$$

Если обшивка рано теряет устойчивость от перерезывающей силы и крутящего момента, то нормальные напряжения при изгибе будут

$$\sigma_{обши} = \pm \frac{M_p}{J_{npi}}(y_i - y_0) - \frac{N_{спр}}{F_{спр}} \pm \frac{M_m}{W_{спр}}. \quad (32)$$

Осевое усилие в стрингере за счёт потери устойчивости обшивки

$$N_{спр} = (\tau_p - \tau_{кр})h\delta ctg\alpha.. \quad (33)$$

Погонная нагрузка на стрингере за счёт потери устойчивости

$$q_y = (\tau_p - \tau_{кр}) \frac{h\delta tg\alpha}{R}. \quad (34)$$

При подсчёте момента инерции в формулах (31) (32) следует пользоваться методом редуционных коэффициентов, используя диаграммы деформаций и применяя способ последовательных приближений.

При несимметричном нагружении горизонтального оперения фюзеляж будет работать одновременно на изгиб и кручение. Рас смотрим отдельно расчёт от перерезывающей силы и крутящего момента.

Погонная касательное усилие от перерезывающих сил (рис 18) будет

$$q_Q = \frac{\bar{Q}_p S_k}{J_{npz}} = \frac{\bar{Q}_p F_i}{J_{npz}}(y_1 - y_0). \quad (35)$$

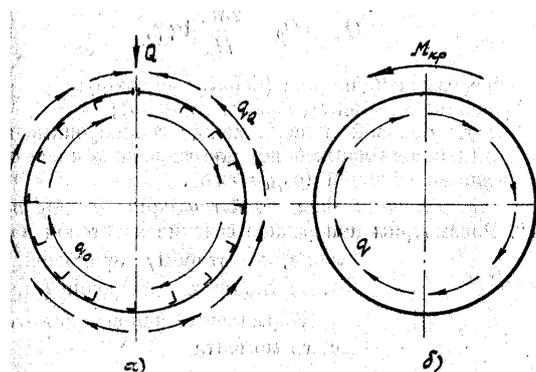


Рис.18.

Для определения погонного касательного усилия q_0 которое возникает за счет разреза контура, составим уравнение моментов относительно оси, через которую проходит внешняя сила Q_p :

$$2\omega q_0 + \oint q_0 r ds = 0. \quad (36)$$

Для симметричного сечения второй член в уравнении (36) обращается в нуль ($\oint q_0 r ds = 0$), тогда

$$q_0 = -\frac{\oint q_0 r ds}{2\omega} = 0. \quad (37)$$

Касательные напряжения в симметричных сечениях так же, как для открытого контура, будут определяться по формуле

$$\tau = \frac{\bar{Q}_p \cdot S_{тек}}{J_{прz} \delta_{сум}}. \quad (38)$$

Момент инерции поперечного сечения $J_{прz}$ в формулах (35) и (38) выбирают в соответствии с тем приближением, при котором определялись нормальные напряжения от изгибающего момента.

Погонное касательное усилие от крутящего момента (рис18 б) определяется достаточно просто:

$$q = \frac{M_{кр}}{2\omega_0}. \quad (39)$$

Перерезывающим сила Q_p в формулу (38) подставляется с учетом конусности фюзеляжа:

$$\bar{Q}_p = Q_0 - \frac{2M_z}{H_x} tg\beta, \quad (40)$$

Где Q_0 – перерезывающая сила (берется из эпюр);

M_z – расчетный момент (берется из эпюр);

H_x – высота боковой панели между лонжеронами в сечении;

β – угол наклона лонжеронов по отношению к оси ox ;

δ – толщина обшивки ($\delta_{сум} = 2\delta$).

Расчет от внешних сил, действующих в горизонтальной плоскости. Рассмотрим поперечное сечение хвостовой части фюзеляжа, к которому приложена нагрузка от вертикального оперения (рис19)

Нормальные напряжения от изгибающего момента

$$\sigma_i = \frac{M}{J_{прy}} (z_i - z_0). \quad (41)$$

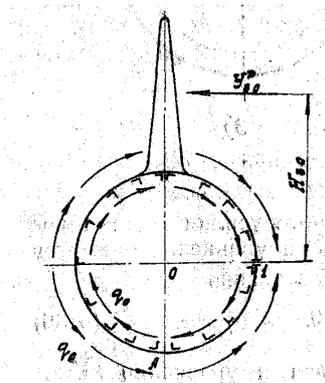


Рис.19.

Погонное касательное усилие от перерезывающей силы Q_p

$$q_Q = \frac{\bar{Q}_p S_k}{J_{пру}}. \quad (42)$$

Для определения погонного касательного усилия q_0 , принимая разрез контура в точке I , напишем уравнение моментов относительно оси ox :

$$2\omega_0 q_0 + \oint q_Q r ds - Y_{\omega_0} H_{\omega_0} = 0$$

Откуда

$$q_0 = \frac{Y_{\omega_0} H_{\omega_0} - \oint q_Q r ds}{2\omega_0}. \quad (43)$$

Тогда суммарное погонное касательное усилие в любой точке контура будет

$$q_{сум} = \pm q_Q + q_0.$$

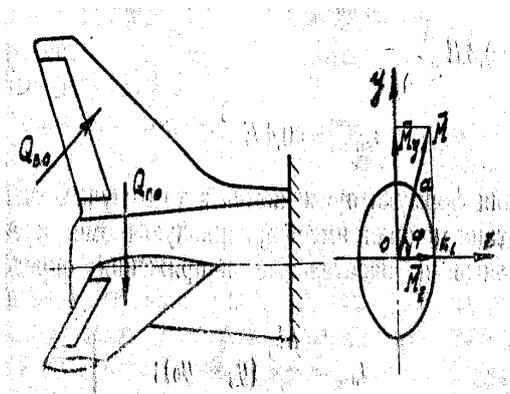


Рис.20.

Расчет сечений фюзеляжа при одновременного нагружении горизонтального и вертикального оперения. Расчет фюзеляжа при одновременного приложении сил на горизонтальное и вертикальное оперение сводится к расчету его на косоу изгибе (20). Этот случай нагружения оперения для фюзеляжа может быть расчетным. Нормальные и касательные напряжения определяется по следующим формулам:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{сум} &= \pm \frac{M_z}{J_{пруз}} (y_i - y_0) \pm \frac{M_y}{J_{пруз}} (z_i - z_0); \\ q_{сум} &= \frac{\bar{Q}_{ro} S_{пруз}}{J_{пруз}} + q_0, \end{aligned} \right\} (44)$$

где q_0 – погонное касательное усилие, которое возникает за счет замкнутости контура поперечного сечения, от воздействия внешних нагрузок вертикального оперения.

Расчет поперечных сечений фюзеляжа типа монокок.

В фюзеляжах типа монокок (рис 15) за момент разрушения конструкции принимаются момент потери устойчивости обшивки либо от нормальных напряжений при изгибе, либо от суммарных касательных напряжений от перерезывающей силы и крутящего момента. В этом случае необходимо, чтобы критические нормальные напряжения обшивки при изгибе $\sigma_{кр изг}$ и критические касательные напряжения обшивки $\tau_{кр}$ были несколько больше или равны действительным нормальным σ_d и касательным напряжением τ_d .

При этом следует принять во внимание, что устойчивость сжатой зоны оболочки при изгибе несколько выше, чем устойчивость оболочки при осевом сжатии:

$$\sigma_{\text{кризг}} = (1,15 \div 1,2)\sigma_{\text{крсж}},$$

где $\sigma_{\text{крсж}} = 0,3 \frac{\delta}{R}$

или $\sigma_{\text{крсж}} = 0,4E \frac{\delta}{R}$.

Последняя формула применяется в том случае, когда оболочка фюзеляжа типа монокок имеет правильную геометрическую форму.

Нормальные и касательные напряжения определяются по формулам

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{\text{изг}} &= \frac{M_p}{J_0} (y_i - y_0); \\ \tau_{\text{сум}} &= \pm \frac{\bar{Q}_p S_k}{J_0 2\delta} + \frac{M_{кр}}{2\omega\delta}, \end{aligned} \right\} (46)$$

где J_0 – момент инерции полного сечения.

Расчет сечений фюзеляжа (см. рис.15,б) следует производить так же, как и сечения, не имеющие продольных элементов (см. рис. 15,а). В этом случае за момент разрушения сечения фюзеляжа принимается момент потери устойчивости обшивки. В закрытых сечениях работа лонжеронов полностью не используется, а в открытых сечениях они необходимы для подкрепления вырезов.

Ключевые слова.

Избыточное давление фюзеляжа. Фюзеляжи типа полумонокок. Фюзеляжи типа монокок.

Вопросы.

1. Для каких видов внешних сил строятся эпюры по длине фюзеляжа?
2. Какие фюзеляжи называются полумонокок?
3. Какие фюзеляжи называются монокок?

Содержание

Лекция № 1	
Вводная лекция. Системы, рассматриваемые в рамках дисциплины. Расчёт стержневых систем. Плоские и пространственные фермы. Определение числа степеней свободы ферм.	2
Лекция № 2	
Опоры. Прикрепление к опорам. Определение опорных реакций. Определение усилий в стержнях плоских и пространственных ферм.	9
Лекция № 3	
Системы, состоящие из стержней и пластин, работающих только на сдвиг.	17
Лекция № 4	
Расчёт пластин. Изгиб прямоугольных пластин. Чистый изгиб пластины. Кручение пластинки	22
Лекция № 5	
Нормы прочности. Коэффициент безопасности. Основные расчетные случаи нагружения самолета.	32
Лекция № 6	
Внешние нагрузки, действующие на крыло. Определение внешних нагрузок по размаху крыла	41
Лекция № 7	
Определение нагрузок по хорде крыла. Построение эпюр перерезывающих сил, изгибающих и крутящих моментов по размаху крыла.	46
Лекция № 8	
Общие методы расчета крыльев на прочность. Определение нормальных напряжений от изгибающего момента. Проектировочный метод расчета крыла.	55
Лекция № 9	
Определение внешних нагрузок и расчет на прочность горизонтальных и вертикальных оперений.	64
Лекция № 10	
Расчет на прочность элеронов, рулей и элементов механизации крыла	79
Лекция № 11	
Определение внешних нагрузок действующих на шасси самолёта. Определение стояночного усилия. Определение внешних нагрузок при посадке и при рулении ..	90
Лекция № 12	
Расчет на прочность шасси.	99
Лекция № 13	
Определение внешних нагрузок действующих на фюзеляж.	103
Лекция № 14	
Расчет на прочность поперечных сечений фюзеляжа	113