

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН

ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ

АВИАКОСМИЧЕСКИЙ ФАКУЛЬТЕТ

Кафедра: "Конструкция и проектирование летательных
аппаратов".



А.Х.Султанов, А.Х.Якубов

Методические указания

по выполнению курсового проекта
по дисциплине:

«Проектирование конструкций самолетов»

Ташкент – 2004 г.

Методические указания к курсовому проекту по курсу «Проектирование конструкций самолетов» предназначены для студентов обучающихся по конструкторскому циклу направления образования 5520800 «Авиастроение и ракетно-космическая техника».

Методические указания содержат общие требования, предъявляемые к материалам проекта, данные об объеме и содержании графической части и расчетно-пояснительной записки, последовательность выполнения отдельных этапов и разделов проекта.

Основная часть методических указаний посвящена вопросам проектирования кессонных крыльев и балочно-стрингерных фюзеляжей. Даны рекомендации по выбору конструктивно-силовой схемы, выбору конструкции отдельных элементов, проектированию стыковых соединений.

СОДЕРЖАНИЕ

	стр.
1. Цели и задачи курсового проектирования	3
2. Общие требования	3
3. Задание на курсовое проектирование	5
4. Содержание курсового проекта	6
5. Определение взлетной массы и геометрических параметров самолета первого приближения	8

Раздел – I. КРЫЛО

1.1. Краткие технические требования к конструкции крыла	14
1.2. Выбор конструктивно-силовой схемы крыла	16
1.3. Особенности проектирования кессонных крыльев	17
1.4. Расчетные схемы и расчетные случаи крыла	21
1.5. Определение внешних нагрузок, действующих на крыло	21
1.6. Проектровочный расчет крыла на прочность	25

Раздел – II. ФЮЗЕЛЯЖ

2.1. Требования к фюзеляжу и его конструкции	34
2.2. Выбор конструктивно-силовой схемы фюзеляжа	34
2.3. Построение эпюр внешних нагрузок	35
2.4. Проектровочный расчет фюзеляжа на прочность	42
<i>Список рекомендованной литературы</i>	45

1. ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ КУРСОВОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Курсовой проект представляет собой самостоятельную работу студента по конструированию части самолета (сборочной единицы) с обоснованием выбора конструктивно-силовой схемы, проектировочным расчетом на прочность, конструктивной разработкой сборочных и деталировочных чертежей.

Проект преследует цель развития навыков самостоятельной работы студентов над решением конкретных инженерных задач, воспитания ответственности за выполняемую инженерно-техническую работу и принимаемые технические решения, привития элементов научно-исследовательской работы. Кроме того, целями курсового проектирования являются:

- расширение и углубление знаний студентов, полученных в теоретическом курсе;
- привитие студентам навыков практического конструирования и оформления чертежей;
- привитие умения пользоваться статистическим материалом, научной, учебной и справочной литературой.

По согласованию с консультантом студенты могут выполнять курсовой проект с научно-исследовательским уклоном в направлении разработки и анализа новых типов конструкций и конструктивно-силовых схем. В этом случае объем проекта, технические требования и размеры сборочной единицы уточняются совместно с консультантом, внешние нагрузки определяются по нормам прочности, либо по рекомендованным консультантом приближенным методам. Во всех случаях объем проекта не должен быть меньше требуемого.

2. ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ

Приступая к самостоятельной разработке заданной сборочной единицы студент должен составить статистическую таблицу самолетов-прототипов и подробно ознакомиться с существующими конструкциями сборочных единиц по чертежам и описаниям самолетов, по образцам конструкций, представленным в учебной лаборатории кафедры. Такое ознакомление должно сопровождаться всесторонним анализом существующих конструкций и стремлением улучшить их.

Конструкция разрабатываемой сборочной единицы должна иметь минимальную массу при заданной прочности и жесткости, она должна быть надежной в течение всего ресурса работы. Разрабатываемая конструкция должна удовлетворять требованиям технологичности, она должна обладать высокими эксплуатационными свойствами и необходимой живучестью.

Перечисленные выше требования часто являются противоречивыми, поэтому конструирование является сложным процессом отыскания компромиссных решений. Для создания конструкции минимальной массы весьма важно точное определение внешних нагрузок, а также правильный выбор материала конструкции.

Конструкция будет иметь минимальную массу, если расчетные действующие напряжения равны максимально допустимым, разрушающим, в результате чего избытки прочности равны нулю. Этого можно достигнуть правильным выбором конструктивно-силовой схемы сборочной единицы, выбором рациональной формы элементов продольного и поперечного набора, толщины обшивки. Для элементов сжатой зоны, для которых допустимым является критическое напряжение, важно не только повышать его, но и обеспечить высокие

действующие напряжения. Это условие часто определяет шаг силовых элементов, их площадь, форму поперечного сечения. Наименьшую массу конструкция будет иметь в том случае, когда перечисленные условия выполняются для всех сечений, по всей длине сборочной единицы, что обеспечивает равнопрочность его конструкции. Снижению массы способствует и применение при изготовлении элементов конструкции прогрессивных методов.

Надежность определяется работоспособностью конструкции в течение заданного ресурса. Для пассажирских самолетов требуемый ресурс конструкции планера соответствует 30000...- 60000 часов. Основное влияние на ресурс конструкции оказывают всевозможные концентраторы напряжений, которые понижают усталостную прочность. Создавая конструкцию, нужно стремиться снизить концентрацию напряжений, избегая резких изменений толщины, уменьшая количество отверстий в нагруженной конструкции. Чем пластичнее материал, тем при прочих равных условиях в нем возникают меньшая концентрация напряжений и тем меньше сказывается концентрация напряжений на ресурс, причем отрицательно это влияние проявляется при работе конструкции на растяжение. Поэтому для увеличения ресурса элементы конструкции сборочной единицы, сечения которых обуславливаются растягивающими нагрузками, часто выполняются из более пластичных материалов (например - Д16Т - для нижней панели крыла), чем силовые элементы, работающие на сжатие (например - В95 - для верхней панели). Одним из простейших путей повышения ресурса является снижение действующих напряжений от повторяющихся нагрузок, что однако неизбежно приводит к возрастанию массы конструкции, ввиду увеличения коэффициента избытка прочности.

Технологичность конструкции обеспечивается в основном следующими мероприятиями:

- членением сборочной единицы на отсеки, панели, что позволяет резко расширить фронт работ, а также механизировать наиболее трудоемкие операции;
- широким использованием стандартных и нормализованных деталей;
- выбором форм деталей, позволяющих применять высокопроизводительные производственные процессы, обеспечивающие минимум расхода материалов;

Высокие эксплуатационные свойства конструкции обеспечиваются наличием хороших подходов для осмотра, обслуживания и замены ответственных деталей и сборочных единиц, возможностью быстро производить эти работы. Для этой цели в конструкции сборочной единицы предусматриваются необходимые эксплуатационные разъемы и люки. Люки должны по возможности закрываться быстросъемными крышками, а сочленение частей сборочной единицы в разъемах должно осуществляться ограниченным числом болтов.

Живучесть конструкции, как свойство сохранять работоспособность при частичном разрушении некоторых ее элементов, особенно важна для самолетов. Большой живучестью обладает такая конструкция, в которой при разрушении некоторых ее элементов действующие нагрузки перераспределяются между сохранившимися, т.е. конструкции с рассредоточенными силовыми элементами (например, кессонные и моноблочные конструкции). К повышению живучести ведет применение (конструирование) статистически неопределимых систем, сохраняющих работоспособность при повреждении одного или даже нескольких силовых элементов.

3. ЗАДАНИЕ НА КУРСОВОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ

Темой проекта может быть разработка как всей сборочной единицы самолета (крыла, фюзеляжа, оперения), так и ее отдельной части (центроплана, отъемной или средней части крыла, закрылка, элерона, предкрылка, отсека фюзеляжа, киля, стабилизатора, руля направления или высоты).

Исходные данные для курсового проектирования студенты получают в соответствии с вариантом задания. В исходных данных задаются: назначение самолета, максимальная пассажировместимость, расчетная дальность полета, а также сборочная единица, сборочные и деталировочные чертежи которой необходимо разработать.

Таблица исходных данных

Таблица №1

Пассажирские самолеты										Грузовые самолеты				
№	N _п	L _p	L _{ВПП}	V _{зп} км/ч	№	N _п	L _p	L _{ВПП}	V _{зп} км/ч	№	m _{кн}	L _p	L _{ВПП}	V _{зп} км/ч
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
1.	10	800	800	180	31.	64	1600	1400	160	61.	3	800	1000	185
2.	20	1200	900	180	32.	76	1800	1500	185	62.	6	1200	1400	200
3.	30	1500	1000	180	33.	84	2000	1600	170	63.	8	1500	1500	210
4.	40	1600	1400	180	34.	95	2300	1800	180	64.	10	1600	1600	210
5.	50	800	1200	180	35.	125	3000	2000	180	65.	12	1800	1650	210
6.	60	1600	1500	180	36.	144	3300	2400	220	66.	16	2200	1700	220
7.	70	2500	2100	220	37.	158	3550	2500	230	67.	20	2000	1800	230
8.	80	1700	1800	220	38.	166	3900	2550	230	68.	25	2500	2000	230
9.	90	1500	1600	230	39.	174	4200	2600	240	69.	30	2600	2100	225
10.	100	3000	1800	240	40.	186	4600	2650	240	70.	40	3000	2200	225
11.	110	2200	1700	235	41.	192	4700	2700	245	71.	45	3200	2300	230
12.	120	2400	1800	245	42.	214	5200	2750	250	72.	50	3500	2500	235
13.	130	2300	2000	245	43.	236	5600	2800	250	73.	55	4000	2600	240
14.	140	2600	2200	245	44.	254	6000	2800	255	74.	60	4500	2700	245
15.	150	2500	2000	250	45.	262	6200	2900	260	75.	65	4800	2800	245
16.	160	2800	2300	250	46.	284	7000	2900	260	76.	70	5000	2850	250
17.	170	2900	2400	250	47.	310	7200	3000	260	77.	75	5500	2900	260
18.	180	4000	2500	250	48.	320	7500	3000	265	78.	80	6000	2950	255
19.	190	3200	2600	250	49.	330	8200	3000	265	79.	85	6200	3000	260
20.	200	3500	2800	250	50.	340	8500	3000	270	80.	90	7000	3100	260
21.	210	3600	3000	250	51.	350	9000	3150	270	81.	95	7500	3200	265
22.	220	3800	3000	250	52.	360	9500	3100	275	82.	100	8200	3250	265
23.	230	4000	3200	250	53.	370	10000	3200	270	83.	110	8600	3300	270
24.	240	4500	3250	260	54.	380	11000	3300	270	84.	120	9500	3350	270
25.	250	4600	3300	260	55.	390	12000	3350	275	85.	130	10200	3400	275
26.	260	4800	3400	255	56.	400	8400	3400	280	86.	140	8500	3500	275
27.	270	5000	3450	260	57.	420	10500	3450	290	87.	150	8400	3600	280
28.	280	6000	3500	260	58.	450	9600	3500	290	88.	160	7600	3650	280
29.	290	6500	3500	265	59.	500	10000	3500	300	89.	4	1000	900	185
30.	300	8000	3000	280	60.	550	8600	3600	280	90.	15	2500	1600	180
										91.	52	5600	2600	240
										92.	82	3600	2600	260

$N_{\text{п}}$	– пассажировместимость
$L_{\text{р}}$	– расчетная дальность полета
$L_{\text{ВПП}}$	– длина взлетно-посадочной полосы
$V_{\text{зп}}$	– скорость захода на посадку

4. СОДЕРЖАНИЕ КУРСОВОГО ПРОЕКТА

Курсовой проект состоит из графической части и расчетно-пояснительной записки.

Графическая часть.

Графическая часть проекта выполняется в объеме двух листов форматом 24.

Чертеж-I. Общий вид самолета в трех проекциях (формат – 12).

Чертеж-II. Представляет собой сборочный чертеж разрабатываемой сборочной единицы (части, отсека). Это наиболее ответственный и трудоемкий чертеж. Конструкция сборочной единицы отображается с помощью необходимого количества проекций, сечений, разрезов и видов. В первую очередь должны даваться сечения необходимые для сборки данной сборочной единицы. Отдельные сечения, разрезы, рекомендуется вычерчивать в масштабе 1:1. Изображаемый сборочный чертеж одновременно должен выполнять и некоторые функции теоретического чертежа, определяя габаритные размеры, положения элементов продольного и поперечного набора и базы от которой происходит сборка, а также иметь размеры, необходимые для сборки и установки сборочной единицы. На сборочном чертеже проставляются позиции узлов, отдельных деталей и нормалей, идущих на сборку по данному чертежу. На поле чертежа пишутся примечания, содержащие необходимые для сборки пояснения и инструкции. Спецификация к сборочному чертежу, в которую вносятся все узлы, детали, нормали и готовые изделия, собираемые по этому чертежу, дается в приложении к расчетно-пояснительной записке.

Чертеж-III. На чертеже-III студент выполняет рабочий чертеж одного или двух деталей, входящих в сборочный чертеж-II. Рабочие чертежи деталей вычерчиваются, как правило, в масштабе 1:1 или 1:2 и лишь для очень больших деталей следует применять масштаб 1:5. Рабочие чертежи деталей должны иметь размеры и всю дополнительную информацию, необходимые для того, чтобы деталь могла бы быть изготовлена по данному чертежу. Студент должен уметь обосновать выбор материала деталей сборочной единицы, а также применяемые методы их изготовления.

При работе над чертежом-III должны учитываться:

- * простота, рациональные формы детали, выбираемые с учетом ее нагружения, что облегчит изготовление и снижает стоимость детали;
- * увязка размеров отдельных деталей по сопрягаемым местам;
- * правильная постановка размеров;
- * достаточно обоснованный выбор посадок, классов точности для мест сопряжения деталей, правильная постановка допусков (в примечании к чертежу нужно указывать нормаль, определяющую допуски на свободные размеры);
- * выбор рационального способа изготовления детали (штамповка, литье, механическая обработка и т.д.), правильный выбор припусков на дальнейшую обработку, обоснованный выбор чистоты поверхности детали;

* рациональный выбор материалов, термообработки и покрытий.

Студент должен представлять и уметь рассказывать последовательность изготовления детали от заготовки до окончательного вида с указанием оборудования, инструмента и приспособлений, необходимых для этого.

Расчетно- пояснительная записка должна содержать:

1. Задание на курсовой проект с исходными данными, подписанное руководителем и утверждается заведующим кафедрой.

2. Статистическую таблицу самолетов-прототипов.

3. Краткие технические требования, предъявляемые к проектируемой сборочной единице.

4. Краткое техническое описание конструкции с обоснованием выбора конструктивно- силовой схемы и принятых конструктивных решений.

5. Краткое описание деталей с обоснованием выбора материалов конструкции и технологии их изготовления.

6. Определение внешних расчетных нагрузок, действующих на сборочную единицу.

7. Определение сечений основных элементов конструкции сборочной единицы с помощью проектировочных методов расчета.

8. Выводы по работе.

9. Спецификацию к графической части проекта.

Расчеты должны быть, по возможности, представлены в форме таблиц и сопровождаться эскизами (эпюрами). Объем записки составляет 20-25 страниц, написанных от руки черными чернилами, чертежным шрифтом или может быть оформлена на компьютере. Страницы текста должны иметь рамки и нумерацию в правом нижнем углу, нумерация рисунков и таблиц - сквозная.

5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ И ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА ПЕРВОГО ПРИБЛИЖЕНИЯ

Определение взлетной массы в первом приближении

Взлетная масса самолета представляет собой сумму:

$$m_0 = m_{\text{кон}} + m_{\text{су}} + m_{\text{об.упр}} + m_{\text{т}} + m_{\text{кн}} + m_{\text{сл.н}} ; \quad (1)$$

Где соответственно массы: конструкции планера, силовой установки, оборудования и управления, топлива, коммерческой нагрузки и служебной нагрузки.

$$1 = \bar{m}_{\text{кон}} + \bar{m}_{\text{су}} + \bar{m}_{\text{об.упр}} + \bar{m}_{\text{т}} + \frac{m_{\text{кн}} + m_{\text{сл.н}}}{m_0} ; \quad (2)$$

Разделив обе части уравнения на взлетную массу получим уравнение баланса масс в виде:

Если принять относительные массы

$$(\bar{m}_{\text{кон}} , \bar{m}_{\text{су}} , \bar{m}_{\text{об.упр}}) = \text{const}$$

по статистике, а относительную массу топлива определить в зависимости от расчетной дальности и крейсерской скорости по формулам:

$$\bar{m}_T = 0,02 + \frac{V_{кр}/L_p + 0,982}{0,5 + (28,6 \cdot V_{кр}) / (150 + L_p)}; \text{ или } \bar{m}_T = 1 - 0,96 \cdot e^{-\frac{C_e \cdot L_p}{V_{кр} K_{кр}}}$$

где: c_e – удельный расход топлива двигателя;

$c_e = 0,32 \dots 0,34$ для силовых установок с ТВД;

$c_e = 0,54 \dots 0,56$ для силовых установок с ТВД (ДТРД);

$K_{кр} = (15 \dots 19)$ – аэродинамическое качество в крейсерском режиме полета (по прототипу).

то получим уравнение взлетной массы проектируемого самолета в первом приближении:

$$m_0^I = \frac{m_{кн} + m_{сл.н}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{сy} + \bar{m}_{об.упр} + \bar{m}_T)}; \quad (3)$$

Для дозвуковых самолетов можно принять следующие статистические данные:

класс	m_0	$\bar{m}_{кон}$	$\bar{m}_{об.упр}$	$\bar{m}_{сy}$
Легкие	до 10	0,28... 0,30	0,1...0,12	0,1...0,12
Средние	10...160	0,26..0,28	0,1..0,08	0,08..0,1
Тяжелые	200..400	0,24..0,26	0,06..0,08	0,08..0,1

Масса снаряжения и служебной нагрузки включает экипаж, продукты питания, напитки, расходующиеся в полете технические жидкости и воду, спасательное оборудование, контейнеры для багажа, почты и т.п.

В первом приближении для среднего магистрального пассажирского самолета можно записать:

$$m_{сл.н} = 80 \cdot N_{эк} + 1,6 \cdot N_n; \quad (\text{кг})$$

где: $N_{эк}$ - количество членов экипажа ;

N_n - число пассажиров

$$N_{эк} = N_{лпс} + N_{бп} + 1$$

$N_{лпс} = (2 \dots 3)$ чел. - летно-подъемный состав ;

$N_{бп}$ - количество бортпроводниц: $N = \frac{N_n}{40}$

Коммерческую нагрузку пассажирского самолета в первом приближении можно определить следующей зависимостью:

$$m_{кн} = 1,25 \cdot (75 + 20) \cdot N_n; \quad (\text{кг})$$

Определение геометрических размеров основных сборочных единиц

Выбор параметров крыла

Основными параметрами крыла являются: площадь - $S_{кр}$, удлинение - $\lambda_{кр}$, размах - $l_{кр}$, стреловидность - $\chi_{1/4}$, сужение - $\eta_{кр}$, средняя относительная толщина - $c_{ср}$.

Площадь крыла можно определить по формуле:

$$S_{кр} = \frac{m_0}{p_0}$$

где: m_0 - взлетная масса самолета;

p_0 - удельная нагрузка на 1 м^2 крыла при взлете. В первом приближении p_0 либо выбирается из статистики, либо может быть рассчитана из выражения:

$$p_0 = 10^3 \sqrt{m_0};$$

На основании анализа статистических данных самолетов прототипов необходимо выбрать: $\lambda_{кр}$; $\eta_{кр}$; $\chi^{0.1/4}$

Тогда для крыла проектируемого самолета можно определить

размах крыла: $L_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр} \cdot S_{кр}}$;

концевую хорду: $b_{кц} = \frac{2 \cdot S_{кр}}{l_{кр} \cdot (1 + \eta_{кр})}$;

корневую хорду: $b_0 = \eta_{кр} \cdot b_{кц}$;

На крыльях современных самолетов применяется механизация по передней (предкрылки) и задней (закрылки) кромкам. Предкрылки могут составлять до 80% размаха крыла $L_{пр} \leq 0,8 \cdot L_{кр}$; Закрылки выполняются до 65...70% размаха крыла $L_{зк} = 0,65 \cdot L_{кр}$;

Для выдвижных закрылков относительная хорда составляет 30...35% хорды крыла $b_{зк} = (0,3...0,35) \cdot b_{кр}$

Площадь элеронов обычно составляет 5...7% площади крыла

$$S_{эл} = (0,05...0,07) \cdot S_{кр}$$

Размах элеронов определяет выбранное значение размаха закрылков:

$$L_{эл} = (0,25...0,3) \cdot L_{кр}$$

Хорда элеронов составляет 20...25% хорды крыла

$$b_{эл} = (0,2...0,25) \cdot b_{кр}$$

Выбор параметров фюзеляжа первого приближения

Определение длины и диаметра фюзеляжа пассажирского самолета

При проектировании пассажирских самолетов длина фюзеляжа определяется, прежде всего, из условия размещения заданного количества пассажиров и следующими условиями:

1. Расстояние или шаг между рядами сидений (t)

в I классе 960...1080 мм;

во II классе 840...870 мм;

в III классе 750...810 мм.

2. Первый ряд сидений должен размещаться не ближе чем на 1020...1200 мм от передней перегородки кабины (Рис.1).

3. При проектировании длинных пассажирских кабин следует разбивать кабину на несколько салонов, чтобы исключить эффект туннельности.
4. Для возможности отклонения спинки сидения на максимально допустимый угол, между верхом спинки сидения заднего ряда и плоскостью задней перегородки расстояние должно быть не менее 200 мм.

При проектировании самолета следует помнить, что площадь миделевого сечения фюзеляжа должна быть минимальной (при выполнении важнейших требований, предъявляемых к компоновке самолета).

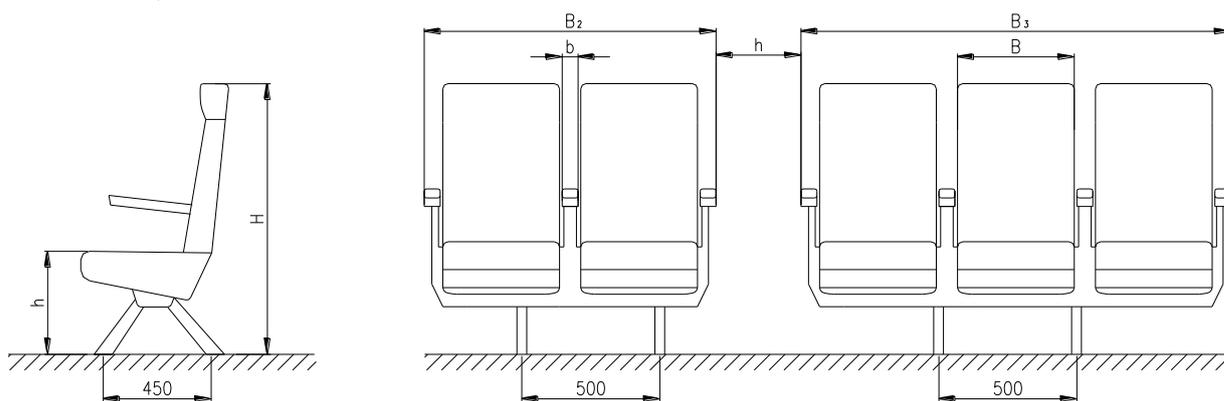


Рис.1. Основные размеры пассажирских сидений.

Благодаря уменьшению миделевого сечения уменьшаются силы аэродинамического сопротивления фюзеляжа ($X = c_{xф} \cdot S_m \cdot q$) и повышается аэродинамическое качество. Для пассажирских самолетов площадь миделевого сечения определяется через ширину фюзеляжа из условия размещения заданного количества кресел в ряду (Рис.1).

$$B_{\phi} = B \cdot n_1 + b \cdot n_2 + h \cdot n_3 + 2 \cdot (a + c) - \text{максимальная ширина фюзеляжа}$$

B - ширина кресла;

n_1 - количество кресел в ряду;

b - ширина одного подлокотника кресла;

n_2 - количество подлокотников в ряду;

h - ширина прохода:

при $N_{\text{пасс}} < 300$ $h = 510$ мм, при $N_{\text{пасс}} \geq 300$ $h = 650$ мм;

n_3 - количество проходов;

a - толщина стенок (ширина шпангоута с отделкой салона);

c - зазор до стенки.

Классы пассажирских кресел	Ширина кресла B , мм	Ширина одного подлокотника кресла b , мм	Размер $(a+c)$, мм
I	500	70	120...150
II-III	444	50	

Если сечение фюзеляжа применяется круглой формы, то

$$D_{\phi} = B_{\phi}$$

Длину фюзеляжа в первом приближении можно определить зависимостью:

$$L_{\phi} = D_{\phi, \text{э}} \cdot \lambda_{\phi};$$

λ_{ϕ} - удлинение фюзеляжа. Значения удлинений фюзеляжа даны в таблице 1.

Таблица 1. Статистические значения удлинений фюзеляжа и его частей.

Удлинение	Дозвуковые самолеты ($M \leq 0,7$)			Околозвуковые самолеты ($M \leq 0,9$)	Сверхзвуковые самолеты	
	легкие	Пассажирские и транспортные для местных авиалиний.	Средние магистральные пассажирские и тяжелые транспортные	Тяжелые пассажирские, большой дальности	Легкие (истребители)	Тяжелые (военные и пассажирские)
λ_{ϕ}	6...7	7...8	8...9	10...12	7...10	16...20
$\lambda_{\text{н.ч.}}$	1,2...1,5			1,7...2,0	4...5	5...6
$\lambda_{\text{хв.ч.}}$	2,0...2,5			3,0...3,2	1,5...5	5...7

Определение диаметра фюзеляжа грузового самолета.

Потребный объем фюзеляжа можно определить по формуле:

$$V_{\phi}^{\text{т}} = \mu \cdot m_{\text{кн}} \quad (1)$$

Где : $V_{\phi}^{\text{т}}$ - объем фюзеляжа по внешнему (теоретическому) контуру;

μ - статистический коэффициент грузоместимости.

$\mu = 12...16 \text{ м}^3/\text{т}$ – универсальные грузовые самолеты;

$\mu = 8...12 \text{ м}^3/\text{т}$ – специализированные грузовые самолеты.

С другой стороны, объем фюзеляжа можно представить как:

$$V_{\phi}^{\text{т}} = k_{\phi} \cdot \frac{\pi \cdot d_{\phi}^2}{4} \cdot L_{\phi}; \quad (2)$$

Где: $k_{\phi} = 0,75...0,8$ – коэффициент формы фюзеляжа;

L_{ϕ} – длина фюзеляжа.

На основании анализа статистических данных самолетов прототипов или используя статистические значения удлинений фюзеляжа (табл.1) необходимо выбрать удлинение фюзеляжа:

$$\lambda_{\phi} = \frac{L_{\phi}}{d_{\phi}} = 8...11; \quad \text{откуда: } L_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot d_{\phi}; \quad (3)$$

Тогда, из условия равенства правых сторон уравнений (1) и (2) с учетом (3), для определения диаметра миделя фюзеляжа проектируемого самолета будем иметь следующее выражение:

$$d_{\phi} = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot \mu \cdot m_{\text{кн}}}{\pi \cdot k_{\phi} \cdot \lambda_{\phi}}};$$

Зная d_{ϕ} , определяем общую длину фюзеляжа:

$$L_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot d_{\phi};$$

Удлинения носовой и хвостовой частей фюзеляжа дозвуковых самолетов можно принять:

$$\lambda_{\text{нч}} = 1,5 \dots 2,2; \quad \lambda_{\text{хв.ч}} = 2,5 \dots 4$$

Выбор параметров оперения

В первом приближении площади горизонтального и вертикального оперений можно определить из следующих выражений:

$$S_{\text{ГО}} = \frac{A_{\text{ГО}} \cdot S_{\text{кр}} \cdot b_a}{L_{\text{ГО}}}; \quad S_{\text{ВО}} = \frac{A_{\text{ВО}} \cdot S_{\text{кр}} \cdot \lambda_{\text{кр}}}{L_{\text{ВО}}};$$

Где: $A_{\text{ГО}}$ и $A_{\text{ВО}}$ - коэффициенты статических моментов ГО и ВО;

$L_{\text{ГО}}$; $L_{\text{ВО}}$ - плечи ГО и ВО;

b_a - средняя аэродинамическая хорда крыла

$$b_a = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{1 + \eta + \eta^2}{\eta \cdot (1 + \eta)}$$

Значения $A_{\text{ГО}}$ и $A_{\text{ВО}}$, $L_{\text{ГО}} \approx L_{\text{ВО}}$ можно выбрать из таблицы 2.

Таблица 2

Тип самолета	$A_{\text{ГО}}$	$A_{\text{ВО}}$	$\bar{L}_{\text{ГО}} \approx \bar{L}_{\text{ВО}} = \frac{L_{\text{ГО}}^{\text{ВО}}}{L_{\text{ВО}}}$
Магистральные с ТВД	0,8...1,1	0,05...0,08	2...3
Магистральные с ДТРД	0,65...0,8	0,08...0,12	2,5...3,5
Тяжелые с прям. крылом	0,45...0,55	0,05...0,09	2...3
Тяжелые со стреловидным крылом	0,5...0,6	0,06...0,1	2,5...3,5
Скоростные маневренные самолеты	0,4...0,5	0,05...0,08	1,5...2

Для современных самолетов значения площади рулевых поверхностей лежат в пределах 20...30% площади оперения:

$$S_p = (0,2 \dots 0,3) \cdot S_{\text{оп}};$$

Стреловидность оперения превышает угол стреловидности крыла на 3° . На основании анализа статистических данных выбираются значения удлинения и сужения ГО и ВО. Размах $L_{\text{ГО}} / L_{\text{ВО}}$, концевая $b_{\text{кц}}$ и корневая b_0 хорды для ГО и ВО определяются по формулам, аналогичным для крыла. Площади триммеров с серворулями обычно составляют 6...10% площади рулевых поверхностей:

$$S_{\text{тр}} = (0,06 \dots 0,1) \cdot S_p;$$

Раздел – I. КРЫЛО

1.1. Краткие технические требования к конструкции крыла

а) Минимальная масса конструкции при удовлетворении требованиям прочности и жесткости

Для снижения массы крыла целесообразно совмещать усиленные нервюры, уменьшая их общее число, например, совмещать усиленные нервюры крепления шасси и закрылков или использовать подкос в крыле для крепления шасси и наружных подвесок и т.д.

Не следует забывать о том, что конструктивно- силовая схема должна обеспечивать замыкание (взаимное уравнивание) действующих на каждую половину крыла изгибающих моментов и передачу поперечных сил на фюзеляж. При этом для создания конструкции минимальной массы необходимо руководствоваться следующими, вытекающими из специфики работы крыла, основными правилами передачи на крыло сосредоточенных сил:

- все сосредоточенные силы должны восприниматься элементами крыла, параллельными линиям действия сил;
- вертикальные сосредоточенные поперечные силы, воспринимаются вертикальными стойками (или кронштейнами) и передаются на стенку балочного лонжерона или стенки нервюры;
- продольные силы воспринимаются поясами лонжеронов или усиленными стрингерами;
- горизонтальные силы, параллельные хорде крыла, воспринимаются полками усиленных нервюр, передающими их на обшивку;
- если сила направлена под углом к элементам каркаса, то узел для передачи силы должен распределить ее между продольными и поперечными силовыми элементами каркаса крыла.

б) Минимальное аэродинамическое сопротивление

Для выполнения этого требования, прежде всего должны быть правильно выполнены обводы крыла и мест сопряжения его с другими агрегатами, например, зализы крыла и фюзеляжа. Выпучивание обшивки в полете под действием воздушных нагрузок, производственные дефекты, ухудшающие обтекание крыла, связаны с конструктивными особенностями крыла. Кессонные и моноблочные конструкции крыльев, в которых применяется более толстая обшивка, позволяют получить более гладкую наружную поверхность крыла в сравнении с лонжеронными конструкциями, имеющими более тонкую обшивку.

Конструкции, образованные из монолитных панелей (прессованных или фрезерованных) с минимальным числом заклепок или из многослойных панелей, в наибольшей степени удовлетворяют требованиям аэродинамики.

Вместе с тем, иногда приходится принимать такие конструктивные решения, при которых силовые цилиндры привода и монорельсы закрылков, а также тяги управления элеронами вынесены за обводы крыла. Эти конструктивные решения являются оправданными, так как обеспечивают

хорошую работу приводов, хотя и ухудшают аэродинамическое качество крыла. Требования аэродинамики обязывают в этом случае обеспечить закрытие указанных элементов обтекателями.

в) Высокие эксплуатационные свойства конструкции крыла

Эксплуатационная технологичность конструкции крыла определяется удобством подхода к объектам обслуживания, легкосъемностью агрегатов, узлов и деталей, степенью их взаимозаменяемости, состоянием унификации узлов агрегатов, крепежных в деталей. Например, на переднем лонжероне в носке крыла часто монтируется всевозможное оборудование, тяги управления, проводки и коммуникации, нуждающиеся в регулярном техническом обслуживании. Поэтому, в условиях эксплуатации к переднему лонжерону крыла нужен хороший доступ и на нижней поверхности носка крыла должны быть сделаны люки для подхода. Крышки люков рекомендуется прикреплять на петлях к нижнему поясу лонжерона и на винтовых быстро раскрывающихся замках к носкам нервюр и к профилю на границе с панелями противообледенителя. Доступ к агрегатам, размещенным на заднем лонжероне крыла, должен также осуществляться открытием крышек люков или целых панелей достаточно больших размеров, откидывающихся на петлях и крепящихся, например, штырями и пружинными замками по хвостовикам нервюр и уголкового стрингеру хвостовой части крыла. Для осмотра и смазки шарнирных соединений элеронов к ним должен быть обеспечен хороший доступ без снятия элеронов. Замену подшипников в кронштейнах подвески элеронов необходимо производить без снятия кронштейнов.

Для облегчения установки на самолет крыла со стыковыми узлами типа ухо-вилка, проушины должны иметь фаски. Количество типа размеров крепежных деталей должно быть минимальным. Это позволит снизить количество потребного инструмента и уменьшить трудоемкость технического обслуживания и ремонта самолета. Иногда эксплуатационные требования определяют конструктивно-силовую схему крыла.

г) Высокая технологичность конструкции крыла

Разрабатывая конструкцию, всегда необходимо помнить об обеспечении удобства сборки, клепки и других технологических процессов. Расчленение крыла на отсеки, панели, узлы является эффективным средством повышения технологичности конструкции. Однако конструктор обязан помнить, что всякий стык дает дополнительную массу, особенно если стык разъемный. Поэтому обеспечить технологичность конструкции нужно без существенного ущерба для аэродинамических и массовых характеристик.

Современная тенденция конструирования состоит в снижении числа разъемов крыла и даже в отказе от них, например, консоли крыла самолетов В-747, Ан-124 с целью уменьшения массы конструкции крыла не имеют технологических разъемов. Число продольных и поперечных стыков обшивки определяется как наибольшими размерами стандартных листов и прессованных панелей, выпускаемых промышленностью, так и

потребностью изменения толщина обшивки вдоль размаха или хорды крыла в зависимости от изменения нагрузки.

1.2. Выбор конструктивно-силовой схемы крыла.

В зависимости от степени участия обшивки (панелей крыла) и поясов лонжеронов в работе при изгибе, крылья делят на лонжеронные и кессонные (моноблочные).

К лонжеронным относят крылья, у которых основная часть изгибающего момента воспринимается поясами лонжеронов и лишь незначительная часть обшивкой и стрингерами. Для таких крыльев характерно наличие развитых поясов лонжеронов, сравнительно слабых стрингеров и тонкой обшивки.

В кессонных крыльях основная часть избегающего момента воспринимается растяжением - сжатием обшивки и стрингеров (панелей) и лишь незначительная часть лонжеронами. Кессонные крылья характеризуются толстой обшивкой, развитыми стрингерами и сравнительно слабыми поясами лонжеронов. Предварительные варианты силовых схем крыла и всех основных сборочных единиц самолета разрабатываются на этапе авиапроекта, в процессе предэскизной проработки компоновки самолета. На этапе эскизного проекта окончательно увязывается силовая схема крыла, производятся проектировочные расчеты для определения сечений основных элементов и прорабатывается сборочный чертеж конструкции крыла. Окончательные рекомендации по выбору конструктивно-силовой схемы крыла для всех вариантов решений дать нельзя, но можно наметить определенные направления, по которым должен идти конструктор с целью определения наивыгоднейших решений. Первое, чем сталкивается конструктор в процессе проектирования, это ряд ограничений, накладываемых на будущую конструкцию, компоновочными, аэродинамическими, технологическими, прочностными, эксплуатационными и другими соображениями. Из всех возможных ограничений, которые приходится учитывать при выборе силовой схемы крыла, наиболее существенными являются:

1. Ограничения, обуславливаемое возможностями силовой увязки крыла с фюзеляжем. Они определяются общими компоновочными требованиями, накладывающими определенный отпечаток на возможную силовую схему фюзеляжа.

Пример: Из аэродинамических соображений задано среднее расположение крыла. По компоновочным соображениям в фюзеляже расположен воздухозаборник для двигателя. Из условия прочности для кессонного крыла, кессон должен пройти через фюзеляж. Следовательно, наложенные ограничения не позволяют применить кессонную схему крыла.

2. Ограничения, накладываемые на силовую схему крыла условием крепления к нему стойки шасси и потребными объемами для его уборки. С учетом вышеизложенных соображений о возможных ограничениях накладываемых на конструкцию крыла условиями компоновки можно

высказать отдельные советы по выбору типа силовой схемы проектируемого крыла.

1.3. Особенности проектирования кессонных крыльев.

При уменьшении относительных толщин, а следовательно и строительных высот крыла возрастает площади сечения, потребные для восприятия изгибающих моментов. С целью более эффективного использования материала, желательно более равномерное его распределение по периметру сечения. Уменьшение работающего на кручение контура, рост действующих на поверхность скоростных напоров, а также условия обеспечения достаточной местной устойчивости при сжатии, требуют увеличенных толщин обшивок и более частого стрингерного подкрепления. Все это приводит, при возможности стыка по контуру и организации центроплана внутри фюзеляжа, к применению кессонной (моноблочной) схемы крыла. По сравнению с чисто лонжеронной, эта схема имеет преимущество как в отношении живучести, так и в отношении жесткости. В весовом отношении (моноблочные) кессонные крыло так-же выгоднее чисто лонжеронных, так как у них в восприятии изгиба участвуют и лонжероны, и обшивка. Кроме того кессонная часть крыла, при этой схеме, с успехом может быть использована для организации в ней герметизированных отсеков баков-кессонов, заполняемых топливом.

Выбор количества лонжеронов

Существуют две тенденции в создании конструкции кессонного крыла:

1. Конструкция делается с двумя лонжеронами с расположенным между ними кессоном (рис. 2). В этом случае повышение усталостной прочности и соответственно, живучести конструкции достигается путем деления панели крыла на отдельные, параллельно работающие панели. По такой схеме выполнены крылья самолетов (ТУ-154, Ан-12, Б-707 и др.).

2. Конструкция делается многолонжеронной (три и более) и с образованием кессона, состоящего из двух и более связанных контуров (рис. 14б).

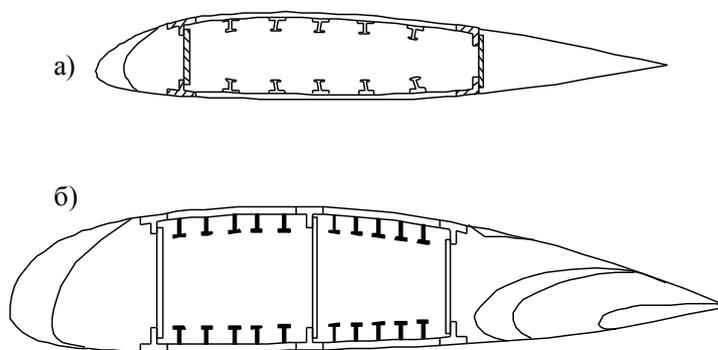


Рис. 2.

В этом случае при выходе из строя одного силового элемента частично нарушается работа только одного контура. Такую конструкцию имеют самолеты «Дс-10», Ил-76, Ту-204, Ан-124, Ил-96

Для кессонной схемы с двумя лонжеронами передний лонжерон выбирается на 20...25% хорды. Наличие и тип предкрылка, а иногда и соображения компоновки центроплана определяют точное расположение переднего лонжерона. Положение заднего лонжерона определяется условиями крепления элеронов и закрылков и соответствует (60...70%) хорды. Определять положения лонжеронов кессона может компоновка самого крыла, особенно если в нем располагается стойка шасси.

При выборе положения промежуточного третьего лонжерона в многолонжеронном кессонном крыле необходимо учитывать обеспечение живучести конструкции при разрушении одного из лонжеронов. Так как наиболее нагруженным в стреловидном крыле является задний лонжерон, то наибольшую опасность представляет его разрушение. В этом случае его должен заменить дополнительный третий лонжерон. Помимо восприятия изгибающего момента необходимо предусмотреть работу на сдвиг от кручения. При выходе из строя заднего лонжерона резко уменьшается контур, воспринимающий крутящий момент, растет напряженность конструкции по сдвигу. Поэтому желательно располагать средней лонжерон ближе к заднему, увеличивая работающий на кручение контур, чем обеспечивается прочность как на изгиб, так и на кручение.

Проектирование конструкции панелей кессона.

При проектировании панелей кессонных крыльев, необходимо наряду с обеспечением их высокой усталостной прочности и уменьшением скорости распространения трещин решать задачу создания герметичности топливных отсеков. Приведенную толщину панелей для ряда сечений крыла можно определить из проектировочного расчета. Конструкция может представлять собой клепанные панели с часто расположенным стрингерным набором различного сечения или монолитные (прессованные или фрезерованные) панели (рис. 3).

Выбор типа панелей будет обуславливаться рядом факторов:

1. Из соображений простоты обеспечения герметизации выгодны монолитные панели не имеющие продольных швов крепления стрингеров.

2. С точки зрения повышения усталостной прочности конструкции более выгодны клепанные панели предварительно смазанные клеем. Заклепочные швы, хотя и являются часто причиной появления трещин, в тоже время выполняют частично роль ограничителей трещин, возникших по иным причинам. В монолитных панелях усталостные трещины распространяются довольно быстро, если не сделаны специальные утолщения панели в месте образования ребер.

3. Для конструкции, работающих в условиях высоких температур, выгодны панели с гофром и сотовым наполнителем.

4. Для конструкции панели магистральных пассажирских и транспортных самолетов выгодны монолитные панели, обеспечивающие минимальную массу, хорошие качество поверхности, простоту герметизации.

Для панелей верхней поверхности крыла, работающей на сжатие и не подверженной опасности усталостной разрушений, выгодно применение панелей из высокопрочных алюминиевых сплавов типа В-95. Для обеспечения герметизации во всех стыковых швах бак-кессона прокладываются герметизирующие прокладки.

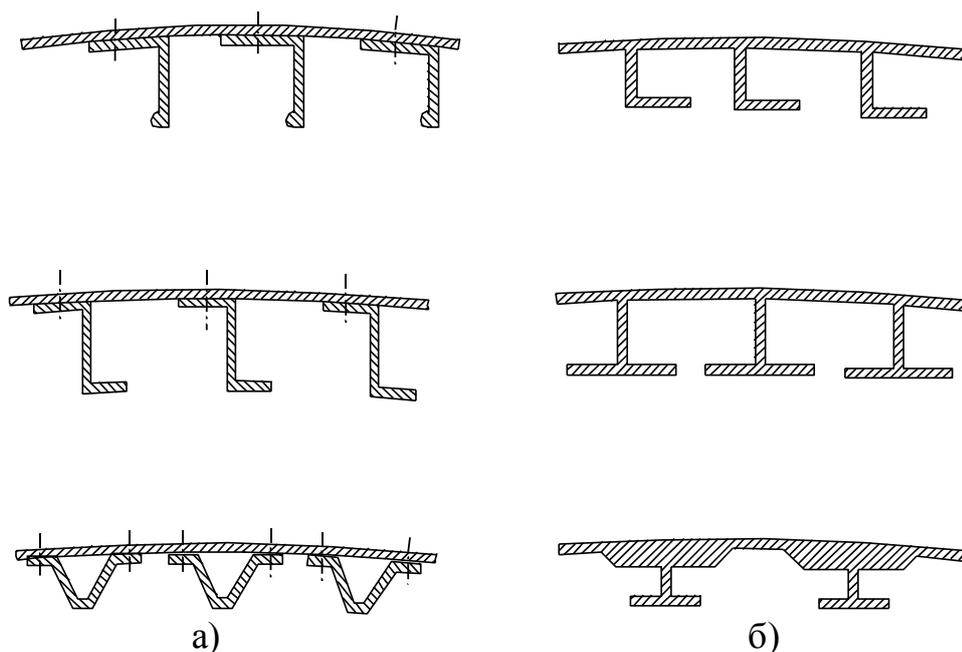


Рис. 3. Клепаные (а) и монолитные (б) панели.

Особенности конструирования нервюр для кессонных крыльев.

Принципиальных различий в проектировании конструкции нервюр для лонжеронных и кессонных крыльев нет. Особенностью нервюр кессонных крыльев является то, что как правило до обшивки обычно доводятся только основные силовые нервюры, являющиеся одновременно герметическими перегородками бака- отсека. Так как эти нервюры испытывают большие нагрузки от давления в баке и от гидравлических ударов топлива при эволюциях самолета, то стенки их должны выполняться утолщенными с дополнительными подкрепляющими элементами. Пояса нервюр выполняются цельными. В клепаных конструкциях стрингеры перестыковываются через нервюру в монолитных панелях, в местах крепления силовых нервюр, стрингеры срезаются и заменяются утолщениями, к которым и крепятся нервюры. Все остальные нервюры (типовые) доводятся только до стрингеров или ребер, и крепятся к обшивке или через стрингеры, или фитингами, крепящими нервюру и к стрингеру и к обшивке (рис. 4).

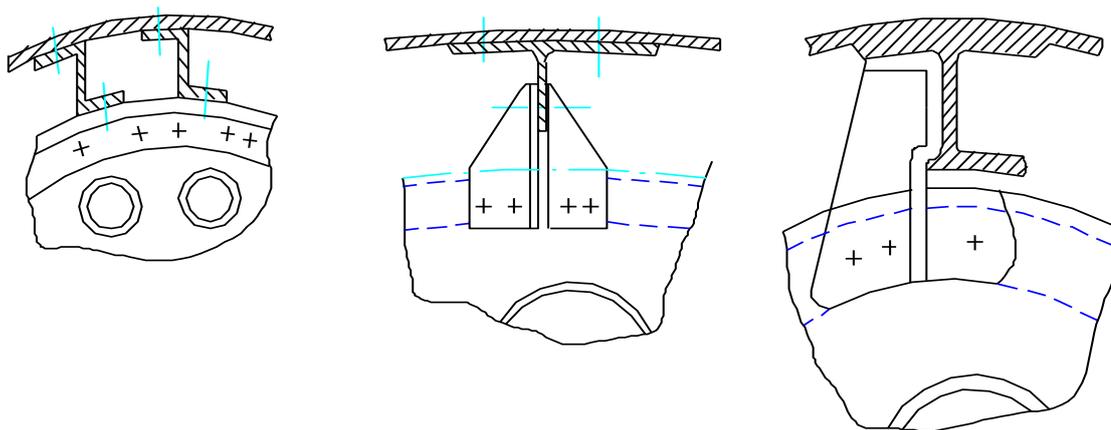


Рис. 4. Стык нервюр с панелью.

Стыковые соединения (моноблочных) кессонных крыльев.

Так как панели моноблочных и кессонных крыльев работают на изгиб и кручение, то очень важным конструктивным моментом при их проектировании является создание концевых силовых фитингов, через которые в местах разъема передаются усилия. Обычно при этом возникает значительный эксцентриситет в передаче усилий, что требует дополнительного местного увеличения толщины материала для уменьшения влияния концентрации напряжений и дополнительных напряжений от изгиба за счет снижения общего уровня напряжений в виде так называемых стыковых фитингов- профилей разъемов (рис. 5).

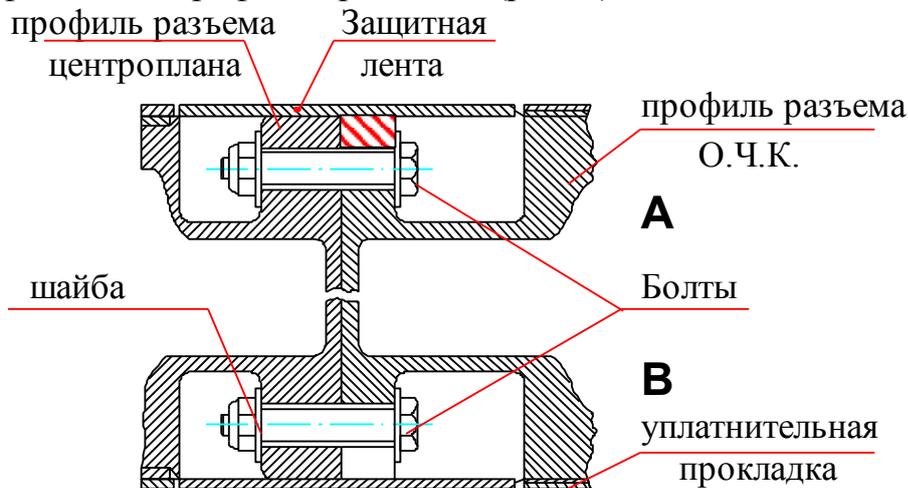


Рис. 5.

При этом верхний фитинг (профиль разъема) рассчитывается на передачу сжимающих сил упором фланцев стыкуемых частей. Болты верхнего фитинга должны обеспечить затяжку стыка для передачи кручения силами трения фланцев и прочность на отрыв. Болты вставляются в закладные колодца или вертикальные прорези в профилях разъема. Стык нижних панелей должен обеспечить передачу растягивающей нагрузки и кручения. Поверхность стыка закрывается лентой, устанавливаемой на винтах.

1.4. Расчетные схемы и расчетные случаи крыла

Расчет реальной конструкции с учетом всех связей, существующих между ее элементами, не только не целесообразен, но и даже невозможен современными методами. Поэтому, обязательным этапом в процессе расчета является переход от реальной конструкции, нагруженной системой сил и моментов к некоторой эквивалентной расчетной схеме. Выбор той или иной расчетной схемы конструкции диктуется стремлением как можно полнее описать исходную конструкцию и внешние нагрузки. Не менее важное требование - простота расчетной схем, что достигается устранением несущественных второстепенных факторов.

Сложный спектр нагрузок, действующих на крыло, приводится к четырем основным ее видам:

1. Распределенные аэродинамические силы;
2. Распределенные массовые силы;
3. Сосредоточенные массовые нагрузки от грузов, расположенных в крыле или подвешенных к нему;
4. Сосредоточенные немассовые нагрузки (например, тяга двигателей, реакции шасси при посадке самолета).

Обычно расчетной схемой крыла служит балка, лежащая на двух опорах и нагруженная распределенными и сосредоточенными нагрузками. Причем опоры располагаются в местах крепления крыла к фюзеляжу. В некоторых конструкциях разъем крыла делается по оси симметрии. Расчетная схема для такой конструкции является консольная балка, заделанная одним концом.

Для наиболее нагруженных участков полета самолета (включая взлет и посадку) вводятся в рассмотрение так называемые расчетные случаи в рамках которых проверяется общая прочность силовых элементов конструкции.

Нормами прочности для крыла задается шесть основных расчетных случаев А, А', В, С, Д, Д'. Каждому расчетному случаю соответствует свое сочетание внешних нагрузок и их величина, которая зависит от знаний эксплуатационной перегрузки и коэффициента безопасности. Также задается направление действие нагрузок. Самые большие по величине нагрузки на крыло возникают в расчетном случае А, для которого и приводится расчет в курсовой работе.

1.5. Определение внешних нагрузок, действующих на крыло

Распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла

При полете самолета на больших углах атаки (расчетный случай А) распределение аэродинамической нагрузки, действующей по оси ОУ, производится пропорционально относительно циркуляции плоского прямого крыла $\bar{\Gamma}_n$

$$q_{\text{аэп}}^p = \frac{G_0 \cdot n_y^3 \cdot f}{L} \cdot \bar{\Gamma}_n ;$$

где G_0 - взлетный вес самолета;
 n_y^3 - эксплуатационная перегрузка по оси Y;
 f - коэффициент безопасности ($f=1,5$ для случая А)
 L - размах крыла.

Значение $\bar{\Gamma}_n$ в зависимости от удлинения λ сужения η и длины центропланной части крыла приводятся в справочной литературе и задаются графически или таблично.

Например, для $5 < \lambda < 10$, $2 < \eta < 5$ имеем.

Таблица 1.

$\bar{z} = \frac{2z}{L}$	0	0	0,2	0,3	0	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1	1
$\bar{\Gamma}_n$	1,3435	1,3298	1,2908	1,2228	1,1484	1,057	0,9511	0,8583	0,743	0,59	0,46	0

Если крыло стреловидное, то необходимо учитывать влияние стреловидности на распределение аэродинамической нагрузки по размаху

$$q_{\text{аэр}}^p = \frac{G_0 \cdot n_y^3 \cdot f}{L} (\bar{\Gamma}_n + \Delta\bar{\Gamma}_{\text{стр}}),$$

$$\Delta\bar{\Gamma}_{\text{стр}} \approx \Delta\bar{\Gamma}_{45} \cdot \frac{\chi^\circ}{45^\circ}$$

где χ – угол стреловидности крыла в градусах по линии 1/4 хорд;
 $\Delta\bar{\Gamma}_{45}$ – изменение относительной циркуляции по размаху крыла при угле стреловидности значения которой представлены в таблице 2.

Таблица 2.

$\bar{z} = \frac{2z}{L}$	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	0,95	1,0
$\Delta\bar{\Gamma}_{45}$	-0,3	-0,23	-0,15	-0,08	0	0,05	0,1	0,16	0,17	0,15	0,10	0

Распределение массовых (инерционных) нагрузок по размаху крыла

Массовые нагрузки от собственного веса конструкции крыла можно приблизительно распределять по размаху пропорционально хордам крыла.

$$q_{\text{кр}}^p = \frac{G_{\text{кр}} \cdot n_y^3 \cdot f}{S} \cdot b_{\text{сеч}};$$

где $b_{\text{сеч}}$ - хорда сечения крыла, в котором определяется погонная массовая нагрузка от собственного веса крыла;

S - площадь крыла;

$G_{\text{кр}}$ - вес крыла (в среднем $G_{\text{кр}} = (0,09 \div 0,12) \cdot G_0$);

Массовые силы от веса топлива следует распределять в виде погонных нагрузок по длине тех участков, которые заняты под баки. Распределение нагрузок по сечениям производится пропорционально ширине бакового отсека

$$q_m^p = \frac{G_m \cdot n_y^3 \cdot f}{S_{\delta}} \cdot b_{\text{сеч.б}} ;$$

где $b_{\text{сеч.б.}}$ - хорда сечения бокового отсека;

S_{δ} - площадь бака в плане;

G_m - вес топлива в рассматриваемом баке;

Общий вес топлива между баками приближенно распределяется пропорционально их площадям на виде в плане и определяется в зависимости от дальности полета и удельного километрового расхода топлива. В среднем $G_m = (0,3 \div 0,4)G_0$

Построение эюр перерезывающих сил и изгибающих моментов

Построение эюр по размаху рассмотрим, представляя крыло как двухопорную балку с консолями, нагруженную распределенными и сосредоточенными силами.

Опорами в выбранной нами расчетной схеме являются узлы крепления к фюзеляжу.

Реакции опор определяется так:

$$R_{\phi}^p = \frac{1}{2} \cdot n_y^3 \cdot f \cdot (G_0 - G_{\text{кр}} - G_m - \sum_{i=1}^k G_{\text{гpi}})$$

где k - число сосредоточенных грузов, расположенных в крыле или подвешенных к крылу.

Эюры Q_y^p и M_x^p нужно строить от суммарной погонной нагрузки, с учетом сосредоточенных сил, которая определяется так:

$$q_{\Sigma}^p = q_{\text{аэр}}^p - q_{\text{кр}}^p - q_m^p$$

Нагрузка от сосредоточенных сил определяется так:

$$G_{\text{гp}}^p = G_{\text{гp}} \cdot n_y^3 \cdot f$$

Используя известные дифференциальные зависимости:

$$q = \frac{dQ}{dz} ; Q = \frac{dM}{dz}$$

Можно получить выражение для Q_y^p и M_x^p любого сечения крыла с учетом сосредоточенных сил :

$$Q_y^p = \int_{L/2}^z q_{\Sigma}^p dz - \sum_{i=1}^k G_{\text{гpi}}^p ; M_x^p = \int_{L/2}^z Q_y^p dz$$

Однако этими формулами можно пользоваться в том случае, если известно аналитическое выражение для q_{Σ}^p . В противном случае интегрирование выполняется численно. Наиболее удобен при этом способ трапеций, который предполагает разбивку крыла (ввиду симметрии полуразмах крыла) на n отсеков длиной ΔZ (можно принять $n = 10$).

Результаты вычислений заносятся в таблицу 3.

Таблица 3.

№	$\frac{2z}{L}$	$\bar{\Gamma}_\Sigma$	$b_{сеч}$	$b_{с.б}$	q_a^p	$q_{кр}^p$	q_m^p	q_Σ^p	$\frac{q_{\Sigma i}^p + q_{\Sigma i+1}^p}{2}$	ΔZ	ΔQ_y^p	Q_y^p ист	Q_y^p ист	$\frac{Q_{yi}^p + Q_{yi+1}^p}{2}$	ΔM_{xi}^p	M_x^p
0																
1																
2																
.																
.																
.																
.																
8																
9																
Ю																

В таблице : $\bar{\Gamma}_\Sigma = \bar{\Gamma}_n + \Delta\bar{\Gamma}_{стр}$, ΔZ - длина участков, на которые разбивается полуразмах крыла. ΔZ - не обязательно делить на одинаковые участки. Целесообразно, чтобы границы участков совпадали с расположением сосредоточенных грузов.

Для каждого участка находят приращение перерезывающей силы:

$$\Delta Q_y^p = \left(\frac{Q_{yi}^p + Q_{yi+1}^p}{2} \right) \cdot \Delta z$$

Суммируя значения ΔQ_{yi}^p от свободного конца получим величину перерезывающей силы в продольном сечении крыла с учетом сосредоточенных сил и реакций фюзеляжа.

$$Q_y^p = \sum_{i=1}^m \Delta Q_{yi}^p - \sum_{i=1}^k G_{rpi}^p - R_{ф}^p , \quad 1 < m \leq n$$

Можно поступать и другим способом, т.е. сначала Q_y^p определять без учета сосредоточенных сил и реакций фюзеляжа, а учет вводить прямо в эпюру и данные для столбца таблицы $Q_{y ист}^p$ с учетом сосредоточенных сил заносить из эпюры и далее расчет вести для M_x^p уже с учетом сосредоточенных сил.

Определение M_x^p для любого сечения крыла, производится аналогично определению Q_y^p .

$$\Delta M_{xi}^p = \left(\frac{Q_{yi}^p + Q_{yi+1}^p}{2} \right) \cdot \Delta z , \quad M_{xm}^p = \sum_{i=1}^m \Delta M_{xi}^p , \quad 1 < m \leq n$$

Приведенный порядок определения Q_y^p и M_x^p в плоскости перпендикулярной оси симметрии самолета, справедлив для крыла любой стреловидности. Если нужно получить Q_y^p и M_x^p в другой плоскости, то надо воспользоваться формулами перехода:

$$Q_y^p = Q_y^p, \quad M_x^p = M_x^p / \cos \chi$$

Примерный вид эпюр для полуразмаха крыла показаны на рис.1.

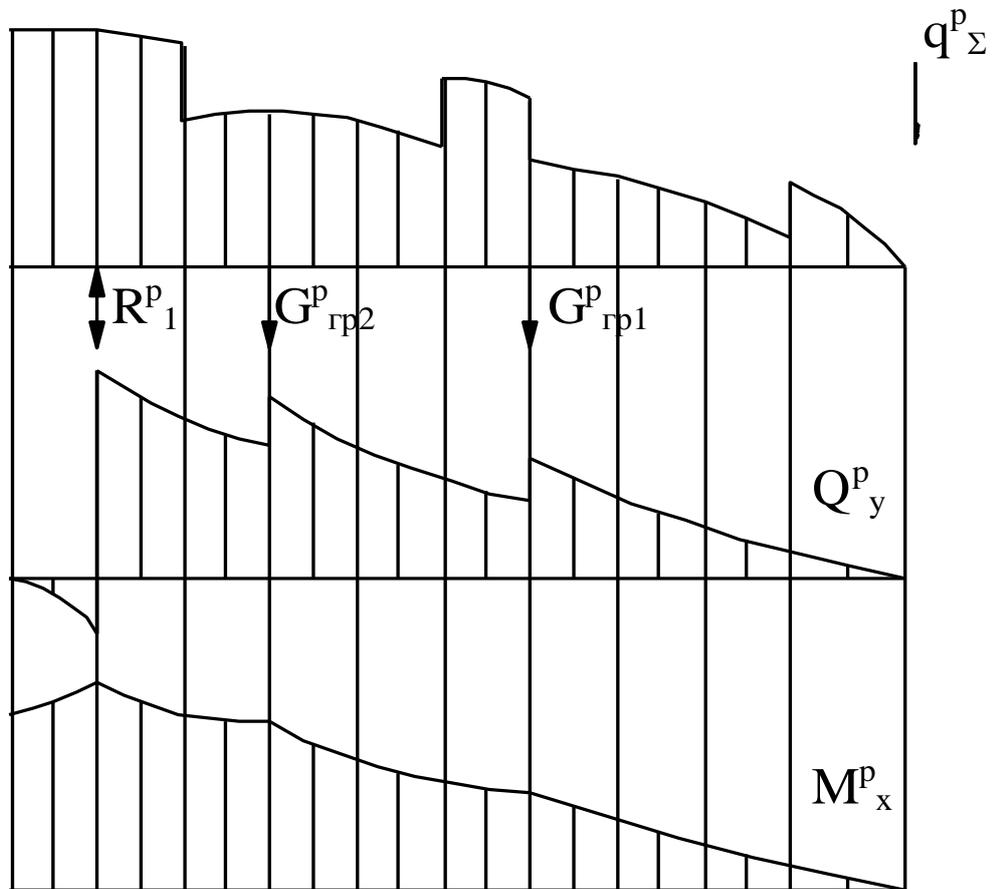


Рис.1. Внешние нагрузки; эпюры q^p_Σ , Q^p_y и M^p_x .

1.6. Проектировочный расчет крыла на прочность

Определение потребной площади поперечного сечения продольного набора и толщины обшивки в заданном сечении крыла.

Для этих расчетов необходимы значения Q^p_y и M^p_x в расчетном сечении, которые снимаются с соответствующих эпюр (расчетное сечение по оси Z берется по согласованию с руководителем работы).

Расчет сечения двух лонжеронного крыла.

Сечение крыла чертится в зависимости от профиля по таблицам координат [4].

Например, для профиля N ACA 2312 может быть построено сечение с помощью данных таблицы 4.

Таблица 4.

x%	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
y _b %	0	2,23	3,11	4,51	5,18	5,86	6,89	7,54	7,88	8,0	7,77	7,14	6,21	5,02	3,62	2,0	1,09	0
y _л %	0	1,57	2,16	2,85	3,26	3,52	3,82	3,94	3,99	4,0	3,84	3,45	2,92	2,31	1,63	0,91	0,52	0

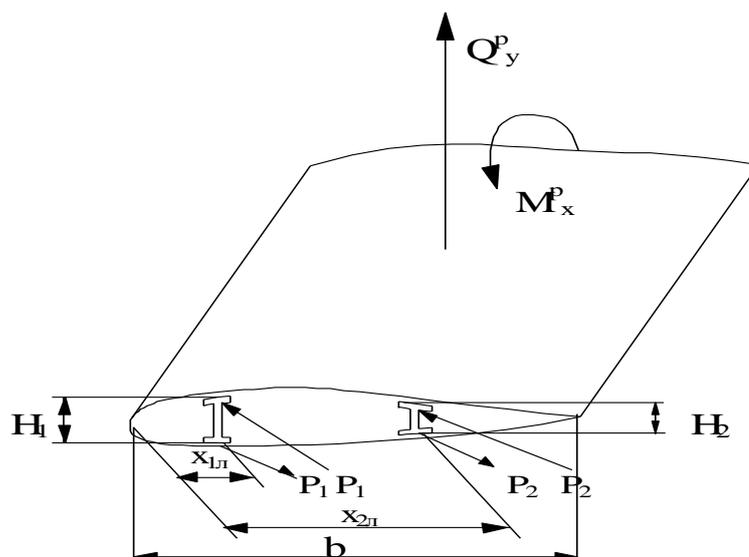


Рис. 2. Расчетное сечение крыла.

Ось первого лонжерона проходит на 20% хорды крыла:

$$x = 0,2 \cdot b ;$$

Ось второго лонжерона проходит на 60% хорды крыла:

$$x = 0,6 \cdot b ;$$

Основным допущением проектировочного расчета является то что перерезывающая сила Q_y^p и изгибающий момент M_x^p воспринимаются лонжеронами (рис.2).

Распределение перерезывающей силы и изгибающего момента между лонжеронами производим пропорционально квадратам их высот.

$$Q_{1y}^p = \frac{H_1^2}{H_1^2 + H_2^2} \cdot Q_y^p ; \quad Q_{2y}^p = \frac{H_2^2}{H_1^2 + H_2^2} \cdot Q_y^p ;$$

$$M_{1x}^p = \frac{H_1^2}{H_1^2 + H_2^2} \cdot M_x^p ; \quad M_{2x}^p = \frac{H_2^2}{H_1^2 + H_2^2} \cdot M_x^p ;$$

Определение площади поясов лонжеронов

Осевая сила в поясе лонжерона от действия момента M_{1x}^p определяется по формуле:

$$P_1 = \frac{M_{1x}^p}{h_1} ;$$

где: h_1 - расстояние между центрами тяжести сечений, поясов лонжеронов, что в проектировочных расчетах обычно можно принять $h_1=0,9 \cdot H_1$

H_1 - строительная высота лонжерона (принимается равной высоте профиля на месте расположения лонжерона).

Потребная площадь растянутого, нижнего пояса определяется по формуле:

$$F_{\text{II}}^{\text{H}} = \frac{P_1}{\sigma_{\text{B}}} ;$$

где: σ_{B} - временное напряжение материала пояса лонжерона

Потребная площадь сжатого, верхнего пояса определяется по формуле:

$$F_{\text{II}}^{\text{B}} = \frac{P_1}{\sigma_{\text{кр}}} ;$$

где: σ_{B} - критическое напряжение пояса лонжерона может быть определено по эмпирической формуле:

$$\sigma_{\text{кр}} = \sigma_{\text{с}} \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2} ;$$

где: $\nu = \sigma_{\text{B}} / \sigma_{\text{э}}$, $\sigma_{\text{э}}$ - эйлерово критическое напряжение, определяемое по формулам строительной механики для стержней и пластин:

$$\sigma_{\text{э}} = \frac{k \cdot E}{(b/\delta)^2} ;$$

где: k - коэффициент, учитывающий опорные условия стенки;

Для стенки со свободным краем $K=0,45$ b/δ

Задаваясь значением b/δ , мы найдем $\sigma_{\text{э}}$, ν и $\sigma_{\text{кр}}$, а затем потребную площадь сжатого пояса.

Потребную площадь поясов заднего лонжерона определяем аналогичным образом.

В этом случае осевая сила будет P_2^{P} , от действия момента M_{2x}^{P} . Высота лонжерона H_2 и т.д.

Определение толщины обшивки

Толщина обшивки определяется из проектировочного расчета, крыла на кручение, т.е. в зависимости от величины крутящего момента в этом сечении.

В рамках данной курсовой работы построение эпюр крутящих моментов не предусматривается. Поэтому толщину обшивки подбираем по статическим данным в зависимости от взлетной массы самолета.

Рекомендуются следующие значения толщины обшивки (в сечении $z=0,3$) лонжеронного крыла:

$$\delta = 1,0 \text{ мм для } m_0 = 40 - 60 \text{ т.}$$

$$\delta = 1,5 \text{ мм для } m_0 = 60 - 80 \text{ т.}$$

$$\delta = 2,0 \text{ мм для } m_0 = 80 - 120 \text{ т.}$$

Определение толщин стенок лонжеронов

Определение толщины стенок переднего лонжерона.

Перерезывающая сила Q_{1y}^{P} воспринимается стенкой первого лонжерона. Погонное касательное усилие в стенке лонжерона будет пропорциональна силе Q_{1y}^{P} и определяется по формуле:

$$q_{ст1} = \frac{Q_{1y}^p}{H_1} ;$$

а толщина стенки первого лонжерона будет:

$$\delta_{ст1} = \frac{q_{ст1}}{\tau_{кр}} ;$$

где: $\tau_{кр}$ - критическое касательное напряжение в стенке лонжерона которая определяются по следующей эмпирической формуле:

$$\tau_{кр} = \tau_v \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2} ;$$

где: $\nu = \frac{\tau_\epsilon}{\tau_\sigma}$, $\tau_\epsilon = (0,6 - 0,65) \cdot \tau_\epsilon$ - разрушающее напряжение среза.

$\tau_{кр}$ - для плоской стенки определяется по формуле:

$$\tau_\epsilon = \frac{0,9 \cdot k \cdot E}{(b/\delta)^2} ;$$

k - определяется по следующей формуле:

$$k = 5,6 + \frac{3,8}{(a/b)^2} ;$$

где: **a** и **b** соответственно - длинная и короткая стороны пластины (плоской стенки).

Длинной стороной для рассматриваемого участка стенки лонжерона обычно является расстояние между подкрепляющими стенку стойками (или расстояние между нервюрами). Короткой стороной - высота стенки.

Шаг нервюр можно принять равным 300-500 мм.

Для подсчета $\delta_{ст1}$ необходимо предварительно выбрать величину δ в формуле для определения τ_ϵ . Задаваться нужно несколькими значениями δ до тех пор, пока принятая и посчитанная толщины не будут иметь близкие друг к другу значения.

Определение толщины стенок заднего лонжерона.

Для этого поступаем аналогичным образом, что и для первого лонжерона, только здесь будут участвовать величины сил и размеры второго лонжерона, т.е.

$$q_{ст2} = \frac{Q_{2y}^p}{H_2} ; \delta_{ст2} = \frac{q_{ст2}}{\tau_{кр}} ;$$

Расчет сечения кессонного крыла.

Кессонное крыла отличается от лонжеронного тем, что обшивка имея значительную толщину, работает не только на кручение, но и воспринимает значительную часть осевой нагрузки при работе на изгиб. Такое крыло рекомендуется при больших весах и больших скоростях полета.

Основное допущение проектировочного расчета: изгибающий момент воспринимается поясами лонжеронов и обшивкой панели, подкрепленной стрингерами, а перерезывающая сила, как и в случае двухлонжеронного крыла, воспринимается стенками лонжеронов.

Распределение перерезывающей силы между лонжеронами кессонного крыла приближенно может быть проведено по тем же формулам, что и для двухлонжеронного крыла

$$Q_{1y}^p = \frac{H_1^2}{H_1^2 + H_2^2} \cdot Q_y^p ; \quad Q_{2y}^p = \frac{H_2^2}{H_1^2 + H_2^2} \cdot Q_y^p ;$$

где: H_1 и H_2 - соответственно высоты первого и второго лонжеронов крыла.

Определение толщины стенок лонжеронов также может быть проведено, аналогично двухлонжеронному крылу:

$$q_{ст1} = \frac{Q_{1y}^p}{H_1} ; \quad \delta_{ст1} = \frac{q_{ст1}}{\tau_{кр}} ;$$

$$q_{ст2} \approx \frac{Q_{2y}^p}{H_2} ; \quad \delta_{ст2} = \frac{q_{ст2}}{\tau_{кр}} ;$$

где: $\tau_{кр}$ - критическое касательное напряжение стенки, которая определяется из методики приведенной ранее в разделе расчета двухлонжеронного крыла.

Определение толщины обшивки

Толщину обшивки подбираем по статистическим данным в зависимости от взлетной массы самолета.

Рекомендуется следующие значения толщину обшивки (в сечении $\bar{z} = 0,3$) кессонного крыла:

$\delta = 2,0$ мм для $m = 40 - 60$ т. $\delta = 4,0$ мм для $m = 120 - 150$ т.

$\delta = 3,0$ мм для $m = 60 - 90$ т. $\delta = 4,5-5,0$ мм для $m = 150 - 200$ т.

$\delta = 3,5$ мм для $m = 90 - 120$ т. $\delta = 6,0$ мм для $m > 200$ т.

Определение числа подкрепляющих стрингеров панели

Расстояние между стрингерами (шаг стрингеров) в зависимости от толщины обшивки и удельного давления на крыло определяется по формуле:

$$b_c = \delta \sqrt{\frac{32 \cdot E \cdot \bar{Y}}{(1 - \mu^2) \cdot P_0}} ;$$

где: δ - толщина обшивки;

p - удельное давления на крыло;

μ - коэффициент Пуассона;

\bar{Y} - величина учитывающая волнистость обшивки;

E - Модуль Юнга материала обшивки.

Можно принять $\bar{Y} = 2 \cdot 10^{-3}$

Найдя шаг стрингеров, мы можем определить число стрингеров которое размещаются на верхней и нижней панелях (включая носок, что идет в запас прочности).

Проектировочный расчет на изгиб верхней сжатой панели

Усилие, воспринимаемое панелью, определяется по формуле:

$$P = \frac{M_x^p}{h_{cp}}$$

где: $h_{cp} = \omega/a$ - средняя высота кессона Рис.3.

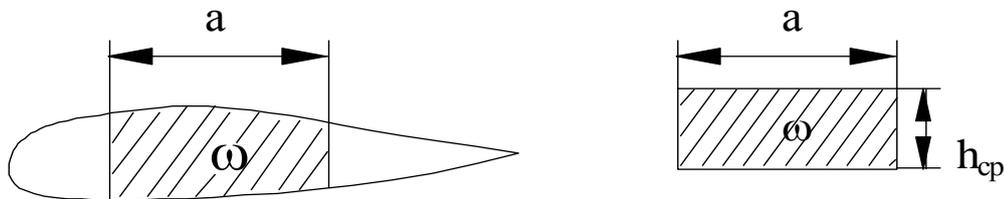


Рис. 3. Схема определения средней высоты кессона.

Определение площади стрингеров.

Стрингеры с присоединенной обшивкой воспринимают 70-80% усилия всей панели, т.е. $R_{стр} = 0,7 - 0,8 P$. (в дальнейшем будем считать, что $R_{стр} = 0,8P$), тогда приведенная площадь стрингеров верхней панели определяется по формуле:

$$F_{стр}^{пр.в} = \frac{R_{стр}}{\sigma_{кр}} = \frac{0,8 \cdot P}{\sigma_{кр}} ;$$

где: $\sigma_{кр}$ - критическое напряжение материала стрингеров (определяется по формулам, приведенным в расчете двухлонжеронного крыла).

Приведенная площадь одного стрингера

$$\bar{F}_{стри}^{пр.в} = \frac{F_{стри}^{пр.в}}{m_1} ;$$

где: m_1 - число стрингеров верхней панели.

$$F_{стр.и}^{пр.в} = F_{стри}^в + F_{обш.и}^в ;$$

Площадь присоединенной обшивки

$$F_{обш.и}^в \approx 30 \cdot \delta^2 ;$$

тогда:

$$F_{стр.i}^B = F_{стр.i}^{пр.в} - 30 \cdot \delta^2$$

За тем для данной площади стрингера из нормалей подбирается подходящий профиль.

Определение площади верхних поясов лонжеронов.

По площади верхних стрингеров и обшивки определяется воспринимаемое ими усилие.

$$P_{стр}^B = m_1 (F_{стр\ норм}^B + F_{обши}^B) \cdot \sigma_{кр} ;$$

Пояса лонжеронов воспринимают усилие.

$$P_{пл}^B = P - P_{стр}^B ;$$

Определим площадь сечения верхних поясов лонжеронов.

$$P_{пл}^e = 2 \cdot (F_{пл}^e + F_{обши}^e) \cdot \sigma_{кр} ;$$

$$F_{пл}^B = \frac{P_{пл}^B}{2 \cdot \sigma_{кр}} - 30 \cdot \delta^2 ;$$

где: $F_{пл}^B$ - площадь верхнего пояса лонжерона.

По этой величине из нормальной подбирается профиль.

Проектировочный расчет на изгиб нижней растянутой панели.

Определение площади стрингеров.

Приведенная площадь стрингеров нижней панели определяются по формуле:

$$F_{стр}^{пр.н} = \frac{P_{стр}}{\sigma_e} = \frac{0,8 \cdot P}{\sigma_e} ;$$

где: σ_e - временное сопротивление материала стрингеров.

т.к. число стрингеров на нижней растянутой панели m_2 , то приведенная площадь одного стрингера равна:

$$F_{стр.i}^{пр.н} = \frac{F_{стр}^{пр.н}}{m_2} ,$$

$$\text{Так как: } F_{стр.i}^{пр.н} = F_{стр.i}^H + F_{обши.i}^H ;$$

Площадь присоединенной обшивки для стрингеров нижней панели определяется по формуле:

$$F_{обши}^H = b_c \cdot \delta \cdot \varphi ;$$

где: δ - толщина обшивки;

b_c - расстояние между стрингерами, который определяется по формуле:

$$b_c = \delta \sqrt{\frac{32 \cdot E \cdot \bar{Y}}{(1 - \mu^2) \cdot P_0}} ;$$

P_0 - удельная нагрузка на крыло;

μ - коэффициент Пуассона;

E - модуль Юнга материала обшивки;

\bar{Y} - величина учитывающая волнистость обшивки, которую можно принять приближенно;

$$\bar{Y} = 2 \cdot 10^{-3}$$

φ - редуцированный коэффициент, который равен

$$\varphi = 0,8 \text{ для } \delta < 1,0 \text{ мм}$$

$$\varphi = 0,85 \div 0,9 \text{ для } \delta \approx 1,0 \text{ мм}$$

$$\varphi = 1,0 \text{ для } \delta > 2 \text{ мм}$$

$$\text{Тогда } F_{стри}^H = F_{стри}^{нр.н} - b_c \cdot \delta \cdot \varphi ;$$

Для данного значения площади стрингера нижней панели выбирается из нормалей подходящий профиль.

Определение площади нижних поясов лонжеронов.

Усилие воспринимаемое стрингерами и обшивкой равно:

$$P_{стр}^H = m_2 \cdot (F_{стр.норм}^H + b \cdot \delta \cdot \varphi) \cdot \sigma_B ;$$

Тогда пояса лонжеронов воспринимают усилие:

$$P_{пл}^H = P - P_{стр}^H ;$$

Площади сечения нижних поясов лонжеронов определяем по формуле:

$$P_{пл}^B = 2 \cdot F_{пл}^H \cdot \sigma_{b2} + 2 \cdot F_{обши}^B \cdot \sigma_{b1} , \text{ отсюда}$$

$$F_{пл}^H = \frac{P_{пл}^H}{2 \cdot \sigma_{b2}} - \frac{F_{обши}^B \cdot \sigma_{b1}}{2 \cdot \sigma_{b2}} ;$$

где: σ_{b1} и σ_{b2} - соответственно временное сопротивление материала обшивки и поясов лонжеронов;

$F_{обши}^H$ - площадь присоединенной обшивки пояса лонжерона можно принять равной площади сечения стрингера, т.е.

$$F_{обши}^H = F_{стри}^H .$$

По полученному значению $F_{пл}^H$ выбирается подходящий профиль.

После проведения проектировочного расчета, в котором производится выбор профилей по «нормалям» для элементов продольного набора крыла можно сделать выводы по проделанной работе.

Раздел – II. ФЮЗЕЛЯЖ.

2.1. Требования к фюзеляжу и его конструкции

Фюзеляж самолета предназначен для размещения экипажа, оборудования и полезной нагрузки (пассажиры, багаж, платный груз). К фюзеляжу крепятся крылья, оперение, шасси, иногда силовая установка. Основным требованием к фюзеляжу является выполнение им своего функционального назначения в соответствии с назначением самолета при наименьшей массе его конструкции. Выполнение этого требования достигается выбором рациональных внешних форм и значений параметров фюзеляжа, при которых получаются минимальное лобовое сопротивление и наибольшие полезные объемы при определенных габаритах для размещения полезной нагрузки, рациональным использованием полезных объемов за счет повышения плотности компоновки, согласованием силовой схемы фюзеляжа с силовыми схемами присоединенных к нему агрегатов. Кроме того должно быть обеспечено удобство подходов к различным агрегатам и оборудованию, размещенным в фюзеляже, для их осмотра и ремонта; удобства входа и выхода экипажа и пассажиров, удобство погрузки, швартовки и выгрузки предназначенных для перевозки грузов. Пассажирам и экипажу должны быть обеспечены необходимые жизненные условия и определенный уровень комфорта при полете на большой высоте, возможность быстрого и безопасного аварийного покидания самолета, экипажу – хороший обзор.

К основным требованиям к конструкции фюзеляжа относятся требование обеспечения достаточной прочности и жесткости при минимальной ее массе, высокая технологичность, надежность и живучесть.

2.2. Выбор конструктивно-силовой схемы фюзеляжа.

В общей конструктивно-силовой схеме (КСС) самолета фюзеляж занимает особое место, представляя собой силовое звено, на котором должны быть уравновешены все нагрузки: массовые, аэродинамические, а также возникающие в местах присоединения к нему других агрегатов самолета и от расположенных внутри него грузов и оборудования. По КСС фюзеляж представляет собой балку, состоящую из продольного и поперечного наборов и обшивки. На легких самолетах встречаются так называемые «ферменные» фюзеляжи, состоящие из каркаса – пространственной фермы и легкой неработающей обшивки. В свою очередь, различают три конструктивные схемы балочных фюзеляжей:

- балочно-лонжеронная с мощными лонжеронами, слабыми стрингерами, шпангоутами и тонкой обшивкой, работающей на сдвиг от поперечных сил и крутящего момента;
- балочно-стрингерная (полумонококовая) с работающей обшивкой, с развитой сетью типовых и усиленных стрингеров и шпангоутов.

- балочно-обшивочная (монококовая) с толстой обшивкой, подкрепленной только шпангоутами.

Балочно-лонжеронная КСС является наиболее рациональной для фюзеляжей легких самолетов с одним двигателем в носовой части. Наличие лонжеронов в верхнем и нижнем сводах сечения фюзеляжа, воспринимающих изгибающие моменты, позволяет создать рациональную конструкцию минимальной массы.

В балочно-обшивочной КСС фюзеляжа, обшивка воспринимает все виды нагрузок действующих на фюзеляж и работает как на нормальные, так и на касательные напряжения. Такая конструктивная схема обладает высокой живучестью и поэтому применялась на некоторых типах боевых самолетов. Главный недостаток – большая масса конструкции фюзеляжа. Снизить массу фюзеляжа и повысить одновременно его живучесть можно, применив многослойную обшивку с наполнителем. В настоящее время фюзеляжи такой КСС в чистом виде не встречаются.

Постоянный поиск оптимальных конструктивных решений из большого разнообразия вариантов конструкций фюзеляжей постепенно выделил балочно-стрингерную (полумонококовую) КСС для пассажирских и военно-транспортных самолетов. Такой тип КСС наиболее совершенен. Он позволяет получить любую форму фюзеляжа и необходимую прочность при высокой весовой отдаче путем изменения площадей и расположения продольных и поперечных силовых элементов. Оболочкой фюзеляжа является обшивка, которая входит как основной элемент гермокабины фюзеляжа. Для эксплуатационных целей фюзеляжи современных магистральных самолетов имеют большое количество вырезов, общая площадь которых составляет 8...12% всей его омываемой поверхности. Нарушение вырезами однородности конструкции приводит к перераспределению силовых потоков, что требует усиления конструкции. В балочно-стрингерной КСС фюзеляжа эта задача решается при меньших дополнительных затратах массы, так как имеется возможность усиления места выреза с помощью оконтовок, которые крепятся к продольным (стрингерам) и поперечным (шпангоутам) силовым элементам каркаса фюзеляжа.

На современных военных маневренных самолетах чаще всего встречаются смешанные КСС. Носовая часть фюзеляжа таких самолетов, имеющая относительно большие вырезы (фонарь кабины пилота, отсек уборки носовой опоры шасси) может иметь балочно-лонжеронную а хвостовая часть – балочно-стрингерную КСС. Смешанная КСС фюзеляжа предпочтительна и для легких гражданских самолетов специального и многоцелевого назначения.

2.3. Построение эпюр внешних нагрузок

При проектировании и расчете на прочность фюзеляжей необходимо знать все внешние нагрузки, действующие на самолет. Действительные

эксплуатационные внешние нагрузки на фюзеляж самолетов рекомендуется определять по нормам прочности. Однако в данном случае целесообразно приближенное определение внешних нагрузок действующих на фюзеляж. К фюзеляжу крепятся все основные агрегаты самолета: крыло, хвостовое оперение, шасси и силовая установка. Следовательно фюзеляж связывает в одно целое все агрегаты самолета и служит опорой для них. Кроме того, в фюзеляже размещаются экипаж, пассажиры, оборудование.

Основными нагрузками, действующими на фюзеляж, являются:

- силы, передающиеся на фюзеляж от прикрепленных к нему частей самолета: крыла, оперения, силовой установки, шасси.
- силы от масс грузов и агрегатов, расположенных в фюзеляже, а также от масс конструкции фюзеляжа.
- аэродинамические силы разряжения или давления, распределенные по поверхности фюзеляжа.
- силы избыточного давления в кабине, в специальных отсеках и в воздушных каналах двигателя.

Основные допущения, принятые при курсовом проектировании:

Координата центра масс (ЦМ) самолета находится середине длины фюзеляжа, т.е. :

$$x_{тс} = 0,5 \cdot l_{ф} ;$$

Координаты ЦМ распределенных массовых грузов (масса фюзеляжа, масса оборудования, масса коммерческой (полезной нагрузки) совпадают с ЦМ самолета:

$$x_{тф} = x_{т.об} = x_{т.кн} = 0,5 \cdot l_{ф} ;$$

Расстояния от центра масс самолета до точки:

- а) приложения ЦМ носовой стойки шасси и экипажа: $x_1 = 0,4 \cdot l_{ф} ;$
- б) приложения ЦМ главной опоры шасси: $x_2 = 0,1 \cdot l_{ф} ;$
- в) приложения ЦМ оперения (ГО и ВО): $x_3 = 0,45 \cdot l_{ф} ;$
- г) приложения ЦМ аэродинамических сил ГО $Y_{ГО}$ и $Y_{МГО}$: $x_4 = 0,45 \cdot l_{ф} ;$
- д) расположения переднего лонжерона: $x_{пл} = 0,15 \cdot l_{ф} ;$
- е) расположения заднего лонжерона: $x_{зл} = 0,05 \cdot l_{ф} ;$
(расстояние между лонжеронами $\Delta x_{л} = 0,1 \cdot l_{ф}$)

Расчетные значения масс агрегатов и оборудования:

- а) масса фюзеляжа: $m_{ф} = 0,1 \cdot m_0 ;$
- б) масса оборудования: $m_{об} = 0,08 \cdot m_0 ;$
- в) масса экипажа: $m_{эк} = 90 \cdot N_{эк} ;$
- г) масса носовой опоры: $m_{нш} = 0,01 \cdot m_0 ;$
- д) масса всех главных опор: $m_{гл.ш} = 0,028 \cdot m_0 ;$
- е) масса оперения (ГО+ВО): $m_{оп} = 0,016 \cdot m_0 ;$

Расчетная схема фюзеляжа представлена на рис.2.

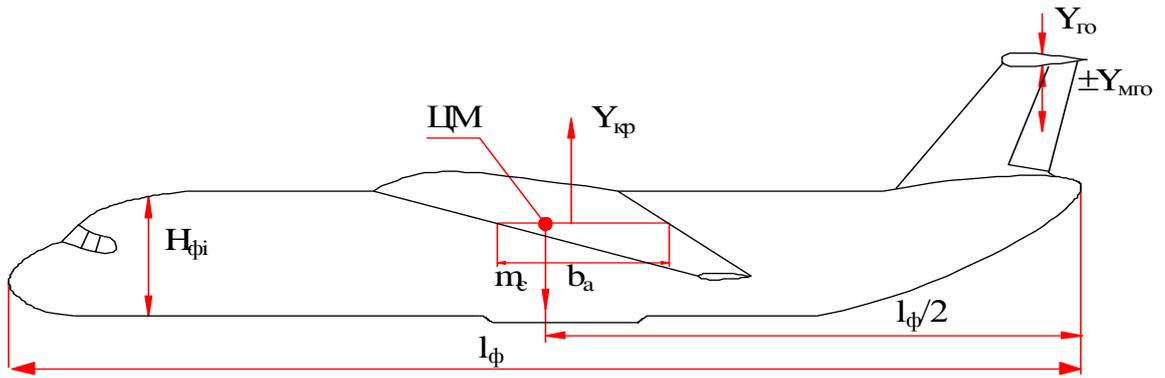


Рис. 1. Вид самолета сбоку. М 1:200

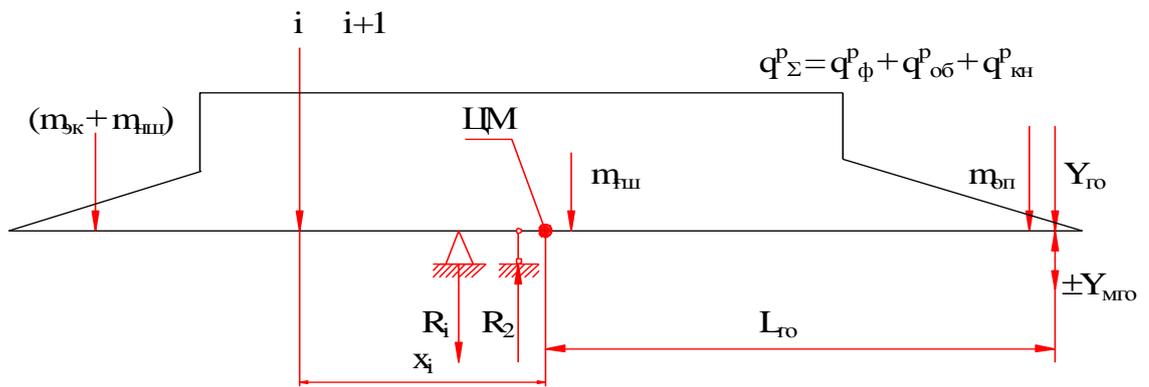


Рис. 2. Расчетная схема фюзеляжа.

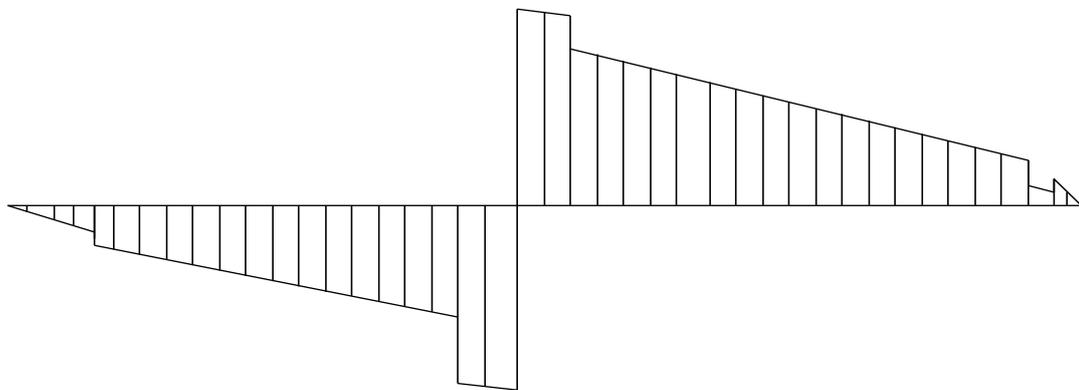


Рис. 3. Эпюра перерезывающих сил " Q^p ".

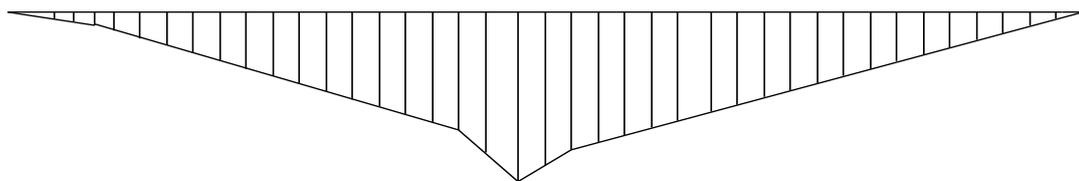


Рис. 4. Эпюра изгибающих моментов " M^p_z ".

Нагрузки действующие на фюзеляж

В качестве распределенных по длине фюзеляжа нагрузок рассматриваются силы от массы фюзеляжа, коммерческой нагрузки и массы оборудования.

Распределенная нагрузка от собственной массы фюзеляжа:

$$q_{\text{фи}}^p = \frac{m_{\text{ф}} \cdot n_{\text{фи}}^3 \cdot f}{S_{\text{б.ф}}} \cdot H_{\text{фи}}; \left[\frac{\text{дан}}{\text{м}} \right]$$

где: $m_{\text{ф}}$ - масса фюзеляжа (кг)
 $S_{\text{б.ф}}$ - площадь боковой проекции фюзеляжа (м)
 $S_{\text{б.ф}} \approx 0,75 \cdot l_{\text{ф}} \cdot d_{\text{ф}};$
 $H_{\text{фи}}$ - высота фюзеляжа в рассматриваемом сечении
 $f = 1,8$ - коэффициент запаса прочности для фюзеляжа
 $n_{\text{фи}}^3$ - эксплуатационная перегрузка в рассматриваемом сечении.

Распределенная нагрузка от массы оборудования, расположенного на фюзеляже:

$$q_{\text{оби}}^p = \frac{m_{\text{об}} \cdot n_{\text{фи}}^3 \cdot f}{S_{\text{б.ф}}} \cdot H_{\text{фи}}; \left[\frac{\text{дан}}{\text{м}} \right]$$

Распределенная нагрузка от массы коммерческой нагрузки, расположенной в фюзеляже:

$$q_{\text{кни}}^p = \frac{m_{\text{кн}} \cdot n_{\text{фи}}^3 \cdot f}{S_{\text{г.от}}} \cdot d_{\text{ф}}; \left[\frac{\text{дан}}{\text{м}} \right]$$

где: $S_{\text{г.от}}$ - площадь боковой проекции грузового (пассажирского) отсека
 $S_{\text{г.от}} \approx (0,6...0,7) \cdot l_{\text{ф}} \cdot d_{\text{ф}}$ - для грузовых самолетов
 $S_{\text{г.от}} \approx (0,65...0,75) \cdot l_{\text{ф}} \cdot d_{\text{ф}}$ - для пассажирских самолетов

Суммарная распределенная нагрузка по длине фюзеляжа определяется зависимостью:

$$q_{\Sigma i}^p = (q_{\text{фи}}^p + q_{\text{кни}}^p + q_{\text{оби}}^p); \left[\frac{\text{дан}}{\text{м}} \right]$$

Расчетные нагрузки от сосредоточенных массовых и аэродинамических сил.

Расчетная нагрузка от массы экипажа

$$m_{\text{эк}}^p = m_{\text{эк}} \cdot n_{\text{фи}}^3 \cdot f;$$

Расчетная нагрузка от массы носовой опоры шасси.

$$m_{\text{нш}}^p = m_{\text{нш}} \cdot n_{\text{фи}}^3 \cdot f;$$

Расчетная нагрузка от главных опор шасси

$$m_{\text{гл.ш}}^p = m_{\text{гл.ш}} \cdot n_{\text{фи}}^{\text{э}} \cdot f ;$$

Примечание: Если в схеме самолета главные опоры шасси крепятся к крылу, то при расчете фюзеляжа нагрузка $m_{\text{гл.ш}}^p$ — будет отсутствовать. Если двигатели крепятся в хвостовой части фюзеляжа, необходимо учитывать как:

$$m_{\text{дв}}^p = N_{\text{дв}} \cdot m_{\text{дв}} \cdot n_{\text{фи}}^{\text{э}} \cdot f ;$$

где: $N_{\text{дв}}$ - число двигателей, установленных в хвостовой части фюзеляжа.

Расчетная нагрузка от массы оперения.

$$m_{\text{оп}}^p = m_{\text{оп}} \cdot n_{\text{фи}}^{\text{э}} \cdot f ;$$

Расчетная нагрузка от массы коммерческой нагрузки

$$m_{\text{кг}}^p = m_{\text{кг}} \cdot n_{\text{мах}}^{\text{э}} \cdot f ; \quad [\text{дан}]$$

Определение эксплуатационной перегрузки по длине фюзеляжа - $n_{\text{фи}}^{\text{э}}$

$$n_{\text{фи}}^{\text{э}} = n_{\text{мах}}^{\text{э}} - \frac{Y_{\text{го}}^{\text{э}}}{m_0} \pm \frac{Y_{\text{мго}}^{\text{э}}}{m_0} \pm \varepsilon \cdot x_i ;$$

$\varepsilon \cdot x_i = n_{\text{увр}}^{\text{э}}$ - максимальная эксплуатационная перегрузка, для гражданских самолетов

Уравновешивающая аэродинамическая нагрузка, действующая на ГО.

$$Y_{\text{го}}^{\text{э}} = m_z \cdot \frac{\rho_{\text{н}} \cdot V_{\text{кр}}^2}{2} \cdot S_{\text{кр}} \cdot \frac{b_a}{L_{\text{го}}} ;$$

где: m_z - коэффициент момента крыла, зависящий от $L_{\text{го}}$:

$$m_z \approx 0,045 \cdot 0,055 ;$$

$\rho_{\text{н}}$ - плотность воздуха на расчетной высоте:

$$\rho_{\text{н}} = 0,125 \left(1 - \frac{H_p}{44,308} \right)^{4,256} ;$$

H_p - расчетная высота полета в (км)

$V_{\text{кр}}$ - крейсерская скорость полета в (м/сек)

$b_a = \frac{2}{3} \cdot b_0 \frac{1 + \eta + \eta^2}{\eta(1 + \eta)}$ средняя аэродинамическая хорда крыла

$L_{\text{го}}$ - плечо горизонтального оперения.

Маневренная аэродинамическая нагрузка.

$$Y_{\text{мго}}^{\text{э}} = \pm k \cdot n_{\text{мах}}^{\text{э}} \cdot \frac{m_0}{S_{\text{кр}}} \cdot S_{\text{го}} ; \quad [\text{дан}]$$

где: $k=0,26...0,3$ - коэффициент эффективности руля высоты

Вращательная перегрузка.

$$n_{\phi i}^{\varepsilon} = n_{\max}^{\varepsilon} - \frac{Y_{\text{ГО}}^{\varepsilon}}{m_0} \pm \frac{Y_{\text{МГО}}^{\varepsilon}}{m_0} \pm \varepsilon \cdot x_i$$

$\varepsilon \cdot x_i = n_{\text{увр}}^{\varepsilon}$ - расстояние от центра масс самолета до рассматриваемого сечения;

ε - угловое ускорение:

$$\varepsilon = \frac{Y_{\text{МГО}}^{\varepsilon} \cdot L_{\text{ГО}}}{I_z} ;$$

I_z - массовый момент инерции самолета относительно оси OZ ,
приближенно: $I_{\text{Г.от}} \approx (0,026...0,03) \cdot l_{\phi}^2 \cdot m_0$;

Если маневренная нагрузка направлена вверх $+Y_{\text{МГО}}^{\varepsilon}$,то для всех массовых сил, расположенных впереди ЦМ вращательная перегрузка берется со знаком плюс $+(\varepsilon \cdot x_i)$,а для массовых сил, расположенных за ЦМ со знаком минус $-(\varepsilon \cdot x_i)$.

Если маневренная нагрузка направлена вниз $-Y_{\text{МГО}}^{\varepsilon}$,то знак вращательной перегрузки отрицательный $-(\varepsilon \cdot x_i)$ для массовых сил, расположенных впереди ЦМ и положительный $+(\varepsilon \cdot x_i)$ для массовых сил, расположенных за ЦМ. Рекомендуется проводить расчет вращательной нагрузки при направлении маневренной нагрузки вниз.

Определение реакции опор.

Реакции опор определяется из уравнений равновесия моментов сил, относительно переднего и заднего узлов крепления на усиленных шпангоутах.

Из уравнения момента, Относительно переднего лонжерона, для принятой расчетной схемы, можно определить:

$$\sum M_{z_{\text{п.л}}} = 0 ;$$

$$R_2^p = 1,5(m_{\phi}^p + m_{\text{об}}^p + m_{\text{кн}}^p) + 5,5 \cdot m_{\text{оп}}^p + 2,5 \cdot m_{\text{гл.ш}}^p + 6 \cdot Y_{\text{ГО}}^p -$$

$$- 6 \cdot Y_{\text{МГО}}^p - 2,5 \cdot (m_{\text{эк}}^p + m_{\text{нш}}^p) ;$$

$$\text{Здесь: } Y_{\text{ГО}}^p = f \cdot Y_{\text{ГО}}^{\varepsilon} ; Y_{\text{МГО}}^p = f \cdot Y_{\text{МГО}}^{\varepsilon} ;$$

реакция R_2 направлена вверх.

Аналогично для заднего лонжерона

$$\sum M_{z_{\text{з.л}}} = 0 ;$$

$$R_1^p = 0,5(m_{\phi}^p + m_{\text{об}}^p + m_{\text{кн}}^p) + 4,5 \cdot m_{\text{оп}}^p + 1,5 \cdot m_{\text{гл.ш}}^p + 5 \cdot Y_{\text{ГО}}^p -$$

$$- 5 \cdot Y_{\text{ГО}}^p - 3,5 \cdot (m_{\text{эк}}^p + m_{\text{нш}}^p) ;$$

реакция R_1 направлена вниз.

Определение перерезывающих сил и изгибающих моментов по длине фюзеляжа.

При определении перерезывающих сил Q_{yi}^p и изгибающих моментов M_{zi}^p , длину фюзеляжа следует разбить на n участков длиной $\Delta x = \frac{l_{\phi}}{n}$ [м] (рекомендуется $n=15...20$).

Далее следует составить таблицу №1, в которую необходимо заносить результаты всех расчетов. (сверху вниз, слева- направо).

Приращение перерезывающей силы определяется как:

$$\Delta Q_i^p = \frac{q_{\Sigma i}^p + q_{\Sigma i+1}^p}{2} \cdot \Delta x ; \text{ [дан]}$$

таблица N 1

№ сеч	x_i	ϵx_i	$n^{\circ}_{\phi i}$	$H_{\phi i}$	$q^p_{\phi i}$	$q^p_{\text{об}i}$	$q^p_{\text{кн}i}$	q^p_{Σ}
	м			м	дан/м	дан/м	дан/м	дан/м
1	2	3	4	5	6	7	8	9
1								
2								
·								
·								
·								
n								

продолжение таблицы N 1

i сеч	m_i^p	R_i^p	$q_{\text{ср}}$	Δx	ΔQ_i^p	Q_i^p	$Q^p_{\text{ср}i}$	ΔM^p_{zi}	M^p_{zi}
1	11	12	13	14	15	16	17	18	19
0									

Суммарная перерезывающая сила определяется по формуле:

$$Q_i^p = \sum_{i=1}^n \Delta Q_i^p + m_i^p \pm R_i^p$$

Далее определяется:

$$Q^p_{\text{ср}i} = \frac{Q_i^p + Q_{i+1}^p}{2} ;$$

И приращение моментов:

$$\Delta M_{zi}^p = Q_{cpi}^p \cdot \Delta x ;$$

Суммарный расчетный изгибающий момент можно определить по формуле:

$$M_{zi}^p = \sum_{i=1}^n \Delta M_{zi}^p ;$$

По данным таблицы N 1 необходимо построить эпюры для « Q_i^p » и « M_{zi} » (рис.3 и рис.4)

2.4. Проектировочный расчет фюзеляжа на прочность (Фюзеляж балочно-стрингерной конструктивной схемы)

В качестве расчетного рассматривается сечение, в котором перерезывающая сила Q_i^p изгибающий момент M_{zi} имеют максимальные значения. При этом, сечение фюзеляжа рассматривается как состоящая из верхнего и нижнего сводов и двух боковин. Геометрические параметры сводов представлены на рис.5

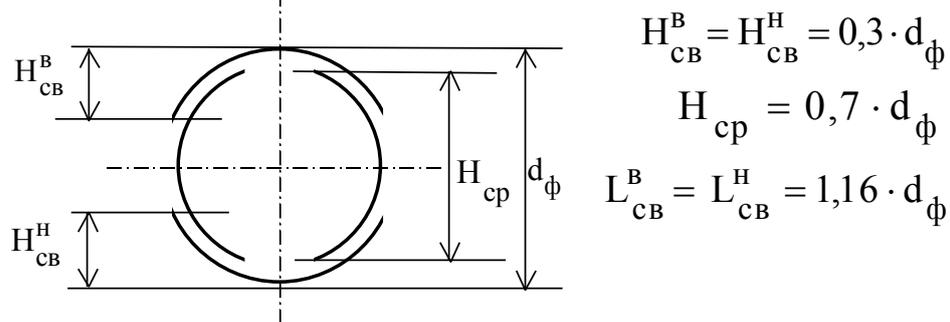


Рис.5 Расчетная схема сечения фюзеляжа.

$H_{св}^e, H_{св}^h$ - высота верхнего и нижнего сводов

$H_{ср}$ - средняя высота между сводами

$L_{св}^e, L_{св}^h$ - длина верхнего и нижнего сводов

Основное допущение проектировочного расчета является то, что изгибающий момент воспринимается верхним и нижним сводами, а перерезывающая сила воспринимается двумя боковинами сечения фюзеляжа.

Усилия, воспринимаемые верхним и нижним сводами будут равны:

$$P_{св}^B = P_{св}^H = \frac{M_z^p}{H_{ср}} ; [\text{дан}]$$

При этом необходимо иметь в виду, что элементы конструкции верхнего свода будут работать на растяжение, а нижнего на сжатие.

Приведенную площадь сечения верхнего свода можно определить по формуле:

$$F_{\text{пр}}^{\text{В}} = \frac{P_{\text{св}}^{\text{В}}}{\sigma_{\text{В}}} ;$$

В первом приближении эту площадь можно распределить между обшивкой и стрингерами в равных долях

$$F_{\text{обш}}^{\text{В}} = 0,5 \cdot F_{\text{пр}}^{\text{В}} ; \quad F_{\text{стр}}^{\text{В}} = 0,5 \cdot F_{\text{пр}}^{\text{В}} ;$$

Тогда толщина обшивки верхнего свода будет равна

$$\delta_{\text{обш}}^{\text{В}} = \frac{F_{\text{обш}}^{\text{В}}}{l_{\text{св}}^{\text{В}}} = \frac{F_{\text{обш}}^{\text{В}}}{1,16 \cdot d_{\phi}} ;$$

Если принять шаг стрингеров в пределах можно определить сечение одного стрингера:

$$f_{\text{стр}}^{\text{В}} = \frac{F_{\text{стр}}^{\text{В}}}{n_{\text{стр}}} = \frac{F_{\text{стр}}^{\text{В}}}{l_{\text{св}}^{\text{В}} / t_{\text{стр}}} ;$$

Для данного значения площади стрингера выбирается из нормалей подходящих профилей.

Приведенная площадь сечения нижнего свода

$$F_{\text{пр}}^{\text{Н}} = \frac{P_{\text{св}}^{\text{Н}}}{\sigma_{\text{кр}}} ;$$

$\sigma_{\text{кр}}$ - критическое напряжение сжатия, приближенно:

$$\sigma_{\text{кр}} \approx (0,65 \dots 0,75) \cdot \sigma_{\text{В}} ;$$

Толщина обшивки нижнего свода и сечение стрингера определяются аналогичными зависимостями.

$$\delta_{\text{обш}}^{\text{Н}} = \frac{0,5 \cdot F_{\text{пр}}^{\text{Н}}}{l_{\text{св}}^{\text{Н}}} = \frac{F_{\text{обш}}^{\text{Н}}}{1,16 \cdot d_{\phi}} ;$$

$$f_{\text{стр}}^{\text{Н}} = \frac{0,5 \cdot F_{\text{пр}}^{\text{Н}}}{n_{\text{стр}}} = \frac{F_{\text{стр}}^{\text{Н}}}{l_{\text{св}}^{\text{Н}} / t_{\text{стр}}} ;$$

Толщина обшивки боковин фюзеляжа.

Толщина обшивки боковин определяется из условия среза от действия перерезывающей силы " Q_i^{P} "

$$\delta_{\text{обш}}^{\text{б}} = \frac{1}{2} \cdot \frac{Q_i^{\text{P}} / H_{\text{ср}}}{\tau_{\text{кр}}} = 0,5 \cdot \frac{Q_i^{\text{P}}}{\tau_{\text{кр}} \cdot H_{\text{ср}}} ;$$

$\tau_{\text{кр}}$ - критическое напряжение среза.

$$\tau_{\text{кр}} \approx 0,92 \cdot \tau_{\text{В}} ; \quad \tau_{\text{В}} \approx 0,6 \cdot \sigma_{\text{В}} ;$$

Полученные значения толщины обшивки и сечения стрингеров необходимо проверить расчетом при допущении равномерного распределения нормальных касательных напряжений по толщине обшивки.

Вводится понятие эффективной (приведенной) толщины обшивки, то есть толщины с учетом распределенных по периметру поперечного сечения стрингеров.

$$\delta_{\text{эф}} = \delta_0 + \frac{n_{\text{стр}\Sigma} \cdot f_{\text{стр}}}{\pi \cdot d_{\text{ф}}} ; \quad \text{Здесь: } n_{\text{стр}\Sigma} = \frac{\pi \cdot d_{\text{ф}}}{t_{\text{стр}}} ;$$

где: $\delta_{\text{эф}}$ - толщина обшивки

$n_{\text{стр}\Sigma}$ - суммарное количество стрингеров в сечении

Потребное значение эффективной толщины подсчитывается отдельно от действия изгибающего момента и перерезывающей силы, а затем выбирается наибольшее.

$$\delta_{\text{эф}}^{\sigma} = \frac{M_z^p}{\pi \cdot r_{\text{ф}}^2 \cdot [\sigma]} ; \quad \delta_{\text{эф}}^{\tau} = \frac{Q_i^p}{\pi \cdot r_{\text{ф}}^2 \cdot [\tau]} ;$$

где: $r_{\text{ф}}$ - радиус фюзеляжа

$$[\sigma] \approx 0,9 \cdot \sigma_{\text{в}} ; \quad [\tau] \approx 0,55 \cdot \sigma_{\text{в}} ;$$

Принимается $\delta_{\text{эф}} = \max \left\{ \delta_{\text{эф}}^{\sigma} ; \delta_{\text{эф}}^{\tau} \right\}$

Тогда средняя толщина обшивки и сечение стрингера:

$$\delta_0 = 0,5 \cdot \delta_{\text{эф}} ; \quad f_{\text{стр}} = \frac{\pi \cdot d_{\text{ф}} (\delta_{\text{эф}} - \delta_0)}{n_{\text{стр}}} = \frac{\pi \cdot r_{\text{ф}} \cdot \delta_{\text{эф}}}{n_{\text{стр}}} ;$$

Полученные значения δ_0 и $f_{\text{стр}}$ следует привести в соответствие с действующими стандартами.

Кроме рассмотренных силовых факторов, в обшивке фюзеляжа возникают значительные касательные напряжения от крутящего момента.

$$M_{\text{кр}} = Y_{\text{мво}}^p \cdot U_{\text{ц.ж.ф.}} ;$$

$Y_{\text{мво}}^p$ - расчетная маневренная нагрузка, действующая на вертикальное оперение

$U_{\text{ц.ж.ф.}}$ - расстояние от центра давления вертикального оперения до линии центров жесткости поперечного сечения (оси фюзеляжа)

$$Y_{\text{мво}}^p = 0,37 \cdot f \cdot \frac{\rho_{\text{н}} \cdot V_{\text{кр}}^2}{2} \cdot S_{\text{во}} ;$$

где $S_{\text{во}}$ - площадь вертикального оперения. $f=2$;

Величина толщины обшивки фюзеляжа δ_0 должна удовлетворять следующему условию:

$$\delta_0 \geq \frac{M_{\text{кр}}}{2 \cdot \omega [\tau]} ;$$

где: $\omega = \pi \cdot r_{\text{ф}}^2$ - площадь поперечного сечения фюзеляжа.

Наконец, толщину обшивки фюзеляжа необходимо определить из условия обеспечения прочности от действия внутреннего избыточного давления:

$$\delta_0 \geq \frac{p_u^p \cdot r_\phi}{2 [\tau]} ;$$

где: p_u^p - расчетное значение внутреннего избыточного давления.

$$p_u^p \approx 1,2 \cdot p_u^э \cdot f ;$$

$p_u^э$ - избыточное эксплуатационное давление: $p_u^э = 0,6 \left[\frac{\text{дан}}{\text{см}^2} \right]$

$f = 3$ - коэффициент запаса прочности для обшивки фюзеляжа.

Таким образом, в качестве расчетного значения выбирается наибольшее значение толщины обшивки из определенных выше способов.

Список рекомендованной литературы

1. Стригунов В.М. **"Расчет самолета на прочность"**, М., "Машиностроение", 1984г.
2. Шульженко М.Н. **"Конструкция самолетов"**, М., "Машиностроение", 1971г.
3. Житомирский Г.И. **"Конструкция самолетов"**, "Машиностроение", 1995г.
4. Миртов К.Д. и др., **"Сборник задач по конструкции и прочности самолетов и вертолетов"**, М. "Транспорт", 1972г.
5. Егер С.М. и др., **"Проектирование самолетов"**, М. "Машиностроение", 1983г.