

*МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО
СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН
ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
АВИАЦИОННЫЙ ФАКУЛЬТЕТ*

Кафедра: Авиастроение и ТЭВС

КУРСОВАЯ РАБОТА

по дисциплине «Конструкция и прочность летательных аппаратов»

Выполнил: ст. гр. 122-12 А

Худойбердиев Ш.

Принял: Алиакбаров Д.Т.

Ташкент 2015

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
1. Анализ статистики, выбор схемы самолета и типа силовой установки.....	3
2. Определение взлетного веса самолета	6
3 Расчет геометрических параметров самолета.....	7
4. Проектировочный расчет крыла на прочность.....	11
5. Список использованной литературы.....	19

Анализ статистики, выбор схемы самолета и типа силовой установки.

При проектировании нового самолета почти всегда возникает проблема выбора его общей схемы. Проработка общей схемы проектируемого самолета должна основываться на требованиях к самолету как к транспортному средству и на анализе влияния этих требований на положение основных узлов самолета по отношению друг к другу. Под выбором схемы самолета нужно понимать нечто большее, чем выбор только его аэродинамической схемы. Для самолета конкретного назначения выбор общей схемы включает в себя:

- выбор схемы размещения экипажа и нагрузки,
- выбор схемы аэродинамической несущей поверхности системы для основного режима полета и схемы ее изменения (механизации) для взлетно-посадочных или других этапов полета:
- выбор схемы силовой установки:
- выбор схемы шасси:
- выбор конструктивно-силовой схемы самолета и увязка ее с отдельным агрегатом

Прежде чем компоновка проектируемого самолета будет воспроизведена в чертежах, необходимо выбрать схему взаимного расположения основных элементов самолета: крыла, фюзеляжа, двигателей, хвостового оперения, шасси.

Для проектируемого самолета принята «нормальная» схема, т. е. Горизонтальное оперение (стабилизатор) располагается позади крыла. Такая схема обладает большей устойчивостью по сравнению с другими схемами, а значит большей безопасностью.

Также принята схема низкорасположенного крыла. Это крыло дает заметное приращение подъемной силы вследствие близости земли. Низкорасположенное крыло и двигатели могут выполнять роль энергоемкой массы при вынужденной посадке самолета. Еще одним из достоинств низкорасположенного крыла является возможность размещения на нем шасси и обеспечение большей безопасности самолета при аварийной посадке.

Фюзеляж один из наиболее сложных агрегатов самолета. В большинстве случаев фюзеляж является вместителем полезной нагрузки, экипажа, оборудования, снаряжения, а иногда силовой установки и топлива: с другой стороны фюзеляж соединяет в единое целое важнейшие части самолета: крыло, оперение, шасси. Такая функциональная сложность обуславливает определенные трудности выбора параметров, размеров и формы фюзеляжа. Фюзеляж воспринимает не только силы тяжести собственной конструкции и всего содержимого фюзеляжа, но и силы от других агрегатов самолета.

На проектируемом самолете выбрана круглая форма поперечного сечения, так как именно эта форма представляется наиболее выгодной как обеспечивающая минимальный периметр для постоянной площади сечения или минимальную площадь поверхности фюзеляжа при постоянном его объеме и, как следствие этого, наименьшее сопротивление трения. Круглая форма предпочтительна также для герметизированных частей фюзеляжа, нагруженных избыточным давлением, так как исключает появление значительных изгибных напряжений в оболочке, подкрепленной шпангоутами, а следовательно, обеспечивает наименьшую массу конструкции.

На проектируемом самолете предусмотрена установка ТРДД. Двигатели размещены на пилонах под крылом. Такая схема имеет следующие преимущества:

- двигатели разгружают конструкцию в полете, уменьшая изгибающий момент от внешних нагрузок, что приводит к уменьшению массы конструкции крыла;
- обеспечивается удобство замены двигателя другим;
- обеспечивается меньший шум от двигателей в пассажирской кабине;
- создаются хорошие условия по обслуживанию двигателя;
- возможно, надежное изолирование двигателя от крыла при помощи противопожарных перегородок в пилоне;
- обеспечивается удобство установки на двигатели приспособлений для реверса тяги и шумозащиты.

Оперение самолета предназначено для обеспечения устойчивости и управляемости самолета. В проектируемом самолете принята нормальная схема. В ней вертикальная и горизонтальная поверхности оперения размещаются в хвостовой части. Эта схема позволяет обеспечить получение необходимых характеристик устойчивости и управляемости самолета на всех возможных режимах полета, а также достаточную эффективность органов управления для вывода самолета в нормальный режим полета после произвольного превышения критических значений углов атаки, сваливания.

Шасси является взлетно-посадочным устройством, которое обеспечивает самолету взлет, разбег, посадку, послепосадочный пробег и маневрирование по аэродрому. Оно воспринимает при этом действующие на самолет нагрузки и рассеивает после посадки на пробеге большую часть его кинетической энергии.

Под схемой шасси понимают число опор и особенности их расположения относительно центра масс самолета.

В проектируемом самолёте принята трех опорная схема шасси с передней опорой. Это схема позволяет резко увеличить посадочную скорость. Такие самолёты имеют ряд преимуществ:

* более простая техника пилотирования на разбеге, пробеге и посадке;

* более интенсивным торможением на пробеге для сокращения его длины;

* возможностью совершать посадку с планирования без участков выравнивания и выдерживания.

Таблица 1. Статистические данные самолетов прототипов.

№	Основные данные	Обозначение	Ед. изм.	Прототипы			Проект. самолет
				B757-200B	B767-300	A-310-300	
1	Взлетная масса	m_0	т	108,8	159,21	150	116,577
2	Число пассажиров	$N_{\max}^{\text{пас}}$	чел	239	290	280	236
3	Максимальная коммерческая нагрузка	$m_{\max}^{\text{кн}}$	т	26,35	39,145	32,95	28,025
4	Расчетная дальность полета	L_p	км	6150	5965	6900	7000
5	Крейсерская скорость	$V_{кр}$	км/ч	928	905	895	890
6	Масса топлива на L_p	m_m	т	25,38	33,11	39,95	30,25
7	Кол-во двигателя	$N_{дв}$	шт	2	2	2	2
8	Скорость захода на посадку	$V_{з.п.}$	км/ч	244	260	255	255
9	Длина разбега	$L_{разб.}$	м	1880	2545	2200	2100
10	Площадь крыла	$S_{кр}$	м^2	181	283	219	208,17
11	Удельная нагрузка на крыло	ρ_0	кг/ м^2	601	560	680	560
12	Размах крыла	l_p	м	38,05	47,6	43,9	42,06
13	Удлинение крыла	λ	-	8	8	8,8	8,5
14	Стреловидность крыла	χ	°	25	31,5	28	30
15	Диаметр фюзеляжа	$D_{фюз}$	м	3,9	5,1	5,64	5
16	Длина фюзеляжа	L_ϕ	м	47,32	54,9	46,66	48,6
17	Относительная площадь ГО	$\bar{S}_{ГО}$	-	0,26	0,21	0,28	0,22
18	Относительная площадь ВО	$\bar{S}_{ВО}$	-	0,2	0,147	0,2	0,14

Определение взлетного веса самолета в первом приближении.

Уравнение взлётной массы проектируемого самолёта в первом приближении равна:

$$m_0^I = \frac{m_{\text{кн}} + m_{\text{сл.н}}}{1 - (\overline{m}_{\text{кон}} + \overline{m}_{\text{су}} + \overline{m}_{\text{об.упр.}} + \overline{m}_m)}$$

где:

$\overline{m}_{\text{кон}}$ - относительная масса конструкции планера самолёта;

$\overline{m}_{\text{су}}$ - относительная масса оборудования и управления самолёта;

$\overline{m}_{\text{об.упр.}}$ - относительная масса силовой установки;

\overline{m}_m - относительная масса топлива.

Принимаем следующие относительные массы по статистике:

$$(\overline{m}_{\text{кон}}=0,28; \overline{m}_{\text{су}}=0,1; \overline{m}_{\text{об.упр.}}=0,11) = \text{const}$$

Масса снаряжения и служебной нагрузки:

$$m_{\text{сл.н}} = 80 \cdot N_{\text{эк}} + 1,6 \cdot N_n = 80 \cdot 10 + 1,6 \cdot 236 = 1177,6 \text{ кг}$$

$N_{\text{эк}}$ - количество членов экипажа;

N_n - число пассажиров;

$$N_{\text{эк}} = N_{\text{лпс}} + N_{\text{дп}} + 1 = 2 + 7 + 1 = 10 \text{ чел.}$$

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

$N_{\text{дп}}$ - количество бортпроводниц,

$$N_{\text{дп}} = N_n / (35...40) = 236 / 35 \approx 7 \text{ чел.}$$

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

$$m_{\text{кн}} = 1,25 \cdot (75 + 20) \cdot N_n = 1,25 \cdot (75 + 20) \cdot 236 = 28025 \text{ кг.}$$

Относительная масса топлива.

$$\overline{m}_m = 1 - 0,96 \cdot e^{-\frac{C_e \cdot L_p}{V_{\text{кр}} \cdot k_{\text{кр}}}} = 1 - 0,96 \cdot 2,72^{-\frac{0,56 \cdot 7000}{890 \cdot 17}} = 0,2595;$$

где $C_e = 0,56$ - удельный расход топлива;

$k_{\text{кр}} = 17$ - аэродинамическое качество;

$L_p = 7000$ км - расчётная дальность;

$V_{\text{кр}} = 890$ км/ч - крейсерская скорость.

$$\begin{aligned} m_0^I &= \frac{m_{\text{кн}} + m_{\text{сл.н}}}{1 - (\overline{m}_{\text{кон}} + \overline{m}_{\text{су}} + \overline{m}_{\text{об.упр.}} + \overline{m}_m)} = \\ &= \frac{28025 + 1177,6}{1 - (0,28 + 0,1 + 0,11 + 0,2595)} = 116577 \text{ кг} \end{aligned}$$

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 - $\eta_{кр}$, относительная толщина - $c_{ср}$.

Площадь крыла можно определить по формуле:

$$S_{кр} = \frac{m_0}{\rho_0} = \frac{116577}{560} = 208,17 \text{ м}^2;$$

где: m_0 - взлётная масса самолёта;

$\rho_0 = 560 \text{ кг / м}^2$ - удельная нагрузка на 1 м^2 крыла.

На основании анализа статистических данных самолётов прототипов выбираем: $\lambda_{кр} = 8,5$; $\eta_{кр} = 3,5$; $\chi_{1/4} = 30^\circ$.

Тогда для крыла проектируемого самолёта можно определить размах крыла:

$$L_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр} \cdot S_{кр}}$$
$$L_{кр} = \sqrt{8,5 \cdot 208,17} = 42,06 \text{ м}$$

концевую хорду:

$$b_{кц} = \frac{2 \cdot S_{кр}}{L_{кр} \cdot (1 + \eta_{кр})}$$
$$b_{кц} = \frac{2 \cdot 208,17}{42,06 \cdot (1 + 3,5)} = 2,2 \text{ м}$$

корневую хорду:

$$b_0 = \eta_{кр} \cdot b_{кц}$$
$$b_0 = 3,5 \cdot 2,2 = 7,7 \text{ м}$$

Предкрылки составляют до 80% размаха крыла:

$$L_{пр} \leq 0,8 \cdot L_{кр} = 0,8 \cdot 42,06 = 33,65 \text{ м.}$$

Закрылки выполняются до 65...70% размаха крыла:

$$L_{зк} = 0,65 \cdot L_{кр} = 0,65 \cdot 42,06 = 27,34 \text{ м.}$$

Для выдвигаемых закрылков относительная хорда составляет 30...35% хорды крыла:

$$b_{зк} = (0,3 \dots 0,35) b_{кр}$$

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

$$S_{эл} = (0,05 \dots 0,07) S_{кр} = 0,06 \cdot 208,17 = 12,49 \text{ м}^2.$$

Размах элеронов определяет выбранное значение размаха закрылков:

$$L_{эл} = (0,25 \dots 0,3) L_{кр} = 0,25 \cdot 42,06 = 10,52 \text{ м.}$$

Хорда элеронов составляет 20...25% хорды крыла:

$$b_{эл} = (0,2 \dots 0,25) b_{кр}$$

Выбор параметров фюзеляжа.

Диаметр фюзеляжа определяем через ширину фюзеляжа из условия размещения заданного количества кресел в ряду:

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

B_{ϕ} - ширина кресла, $B_{\phi}=444$ мм;

n_1 - количество кресел в ряду, $n_1=7$;

b - ширина одного подлокотника кресла, $b=50$ мм;

n_2 - количество подлокотников в ряду, $n_2=10$;

h - ширина прохода, $h=510$ мм;

n_3 - количество проходов, $n_3=2$;

a - толщина стенок, $a=140$ мм;

c - зазор до стенки, $c=46$ мм.

$$B_{\phi} = 444 \cdot 7 + 50 \cdot 10 + 510 \cdot 2 + 2 \cdot (140 + 46) = 5000 \text{ мм}$$

$$B_{\phi}=d_{\phi}=5 \text{ м}$$

Потребная длина пассажирской кабины определяется по формуле:

$$l_{\text{пас.каб}} = l_1 + (i_{\text{ряд}} - 1) \cdot t + l_2$$

где $l_1 = 1200$ мм - минимальное расстояние от плоскости передней перегородки кабины до первого ряда сидений;

$l_2 = 670$ мм - минимальное расстояние от плоскости задней перегородки кабины до переднего крепления последнего ряда сидений;

$i_{\text{ряд}} = 34$ - число рядов кресел;

$t = 810$ мм - шаг кресел.

$$l_{\text{пас.каб}} = l_1 + (i_{\text{ряд}} - 1) \cdot t + l_2 = 1200 + (34 - 1) \cdot 810 + 670 = 28600 \text{ мм}$$

Удлинения носовой и хвостовой частей фюзеляжа:

$$\lambda_{\text{н.ч.}} = 1,5 \quad \lambda_{\text{хв.ч.}} = 2,5.$$

Длина носовой и хвостовой частей фюзеляжа:

$$l_{\text{н.ч.}} = 5000 \cdot 1,5 = 7500 \text{ мм}; \quad l_{\text{хв.ч.}} = 5000 \cdot 2,5 = 12500 \text{ мм}.$$

Длина фюзеляжа:

$$L_{\phi} = l_{\text{пас.каб}} + l_{\text{н.ч.}} + l_{\text{хв.ч.}} = 28600 + 7500 + 12500 = 48600 \text{ мм}$$

Удлинения фюзеляжа:

$$\lambda_{\phi} = L_{\phi} / d_{\phi} = 48,6 / 5 = 9,72$$

Выбор параметров оперения.

Площади горизонтального и вертикального оперений можно определить из следующих выражений:

$$S_{zo}=0,22 \cdot S_{кр}=0,22 \cdot 208,17 = 45,8 \text{ м}^2$$

$$S_{bo}=0,14 \cdot S_{кр}=0,14 \cdot 208,17 = 29,14 \text{ м}^2$$

Удлинения горизонтального и вертикального оперений равны:

$$\lambda_{zo}=4; \quad \lambda_{bo}=1,2.$$

Размах горизонтального оперения:

$$L_{zo} = \sqrt{\lambda_{zo} \cdot S_{zo}}$$

$$L_{\hat{a}\hat{i}} = \sqrt{4 \cdot 45,8} = 13,54 \text{ м}$$

Высота вертикального оперения:

$$h_{bo} = \sqrt{\lambda_{bo} \cdot S_{bo}}$$

$$h_{\hat{a}\hat{i}} = \sqrt{1,2 \cdot 29,14} = 5,91 \text{ м}$$

Сужение горизонтального и вертикального оперений:

$$\eta_{zo}=2,5; \quad \eta_{bo}=2,5.$$

Концевая хорда горизонтального и вертикального оперений:

$$b_{\hat{e}\hat{o}}^{\hat{a}\hat{i}} = \frac{2 \cdot S_{\hat{A}\hat{I}}}{L_{\hat{A}\hat{I}} \cdot (1 + \eta_{\hat{A}\hat{I}})}$$

$$b_{\hat{e}\hat{o}}^{\hat{a}\hat{i}} = \frac{2 \cdot 45,8}{13,54 \cdot (1 + 2,5)} = 1,93 \text{ м}$$

$$b_{\hat{e}\hat{o}}^{\hat{a}\hat{i}} = \frac{2 \cdot S_{\hat{A}\hat{I}}}{h_{\hat{A}\hat{I}} \cdot (1 + \eta_{\hat{A}\hat{I}})}$$

$$b_{\hat{e}\hat{o}}^{\hat{a}\hat{i}} = \frac{2 \cdot 29,14}{5,91 \cdot (1 + 2,5)} = 2,82 \text{ м}$$

Корневая хорда горизонтального и вертикального оперений:

$$b_o^{\hat{a}\hat{i}} = \eta_{\hat{a}\hat{i}} \cdot b_{\hat{e}\hat{o}}^{\hat{a}\hat{i}}$$

$$b_o^{\hat{a}\hat{i}} = 2,5 \cdot 1,93 = 4,83 \text{ м}$$

$$b_o^{\hat{a}\hat{i}} = \eta_{\hat{a}\hat{i}} \cdot b_{\hat{e}\hat{o}}^{\hat{a}\hat{i}}$$

$$b_o^{\hat{a}\hat{i}} = 2,5 \cdot 2,82 = 7,05 \text{ м}$$

Площади рулевых поверхностей:

$$S_{рв}=0,3 \quad S_{zo}=0,3 \cdot 45,8=13,74 \text{ м}^2;$$

$$S_{рн}=0,3 \quad S_{bo}=0,3 \cdot 29,14=8,74 \text{ м}^2.$$

Стреловидность горизонтального и вертикального оперений:

$$\chi_{\frac{\hat{a}\hat{i}}{1/4}} = 33^0; \quad \chi_{\frac{\hat{a}\hat{i}}{1/4}} = 40^0.$$

Площади триммеров с серворулями:

$$S_{тр} = 0,08 \cdot S_{рв} = 0,08 \cdot 13,74 = 1,1 \text{ м}^2;$$

$$S_{тр} = 0,08 \cdot S_{рн} = 0,08 \cdot 8,74 = 0,7 \text{ м}^2.$$

Расчёт фюзеляжа на прочность

1. Построение эпюр внешних нагрузок действующих на фюзеляж.

1.1. Основные допущения.

1.1.1. Координата центра масс (Ц.М.) самолёта находится на середине длины фюзеляжа, т.е.:

$$x_{mc} = 0,5 L_{\phi} = 0,5 \cdot 48,6 = 24,3 \text{ м};$$

1.1.2. Координата центра масс (Ц.М.) распределенных массовых грузов - масса фюзеляжа, масса оборудования, масса коммерческой (полезной нагрузки) совпадают с центром масс (Ц.М.) самолёта:

$$x_{m\phi} = x_{m.ob} = x_{m.kh} = 0,5 L_{\phi} = 0,5 \cdot 48,6 = 24,3 \text{ м};$$

1.1.3. Расстояние от центра масс самолёта до точки:

а) приложения Ц.М. носовой стойки шасси и экипажа:

$$x_1 = 0,4 L_{\phi} = 0,4 \cdot 48,6 = 19,44 \text{ м};$$

б) приложения Ц.М. главной опоры шасси:

$$x_2 = 0,1 L_{\phi} = 0,1 \cdot 48,6 = 4,86 \text{ м};$$

в) приложения Ц.М. оперения (ГО и ВО):

$$x_3 = 0,45 L_{\phi} = 0,45 \cdot 48,6 = 21,87 \text{ м};$$

г) приложения Ц.М. аэродинамических сил горизонтального оперения - уравнивающая аэродинамическая нагрузка Y_{20} и маневренная аэродинамическая нагрузка $Y_{м20}$:

$$x_4 = 0,40 L_{\phi} = 0,40 \cdot 48,6 = 19,44 \text{ м};$$

д) расположения переднего лонжерона:

$$x_{пл} = 0,15 L_{\phi} = 0,15 \cdot 48,6 = 7,29 \text{ м};$$

е) расположения заднего лонжерона:

$$x_{зл} = 0,05 L_{\phi} = 0,05 \cdot 48,6 = 2,43 \text{ м};$$

(расстояние между лонжеронами $\Delta x_{л} = 0,1 L_{\phi} = 0,1 \cdot 48,6 = 4,86 \text{ м}$).

1.1.4. Расчётные значения масс агрегатов и оборудования:

а) масса фюзеляжа: $m_{\phi} = \overline{m}_{\phi} \cdot m_0 = 0,1 \cdot 116577 \approx 11657,7 \text{ кг}$,

$\overline{m}_{\phi} = 0,1$ – относительная масса фюзеляжа;

б) масса оборудования: $m_{об} = \overline{m}_{об.упр.} \cdot m_0 = 0,11 \cdot 116577 = 12823,5 \text{ кг}$,

$\overline{m}_{об.упр.} = 0,11$ – относительная масса оборудования и управления самолёта;

в) масса экипажа и снаряжения: $m_{сл.н.} = m_{эк.} + m_{сн.} = 1177,6 \text{ кг}$;

г) масса носовой опоры шасси: $m_{нш} = 587,55 \text{ кг}$

д) масса всех главных опор шасси: $m_{эл.ш} = 0$

(в схеме самолёта главные опоры шасси крепятся к крылу и при расчёте фюзеляжа масса всех главных опор шасси будет отсутствовать);

е) общая масса оперения (ГО+ВО):

$$\overline{m}_{оп} = \overline{m}_{оп.} \cdot m_0 = 0,028 \cdot 116577 = 3264,16 \text{ кг}$$

$\overline{m}_{оп.} = 0,028$ – относительная масса оперения.

1.2. Нагрузки, действующие на фюзеляж.

1.2.1. Распределённые по длине фюзеляжа нагрузки:

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

1.2.1.1. Распределённая нагрузка от собственной массы фюзеляжа:

$$q_{oi}^{\delta} = \frac{m_{\phi} \cdot n_{oi}^y \cdot f}{S_{\phi, \phi}} \cdot H_{oi} = \frac{11657,7 \cdot 1,8}{170,1} \cdot n_{oi}^y \cdot H_{oi} = 123,36 \cdot n_{oi}^y \cdot H_{oi}; \left[\frac{\text{даН}}{\text{м}} \right]$$

где:

m_{ϕ} - масса фюзеляжа (кг): $m_{\phi} = 11657,7$ кг;

$S_{\phi, \phi}$ - площадь боковой проекции фюзеляжа (м^2):

$S_{\phi, \phi} \approx 0,70 \cdot L_{\phi} \cdot d_{\phi} = 0,70 \cdot 48,6 \cdot 5,0 = 170,1 \text{ м}^2$;

$f = 1,8$ - коэффициент запаса прочности для фюзеляжа;

$H_{\phi i}$ - высота фюзеляжа в рассматриваемом сечении;

$n_{\phi i}^3$ - эксплуатационная перегрузка в рассматриваемом сечении.

1.2.1.2. Распределённая нагрузка от массы оборудования, расположенной в фюзеляже:

$$q_{oi}^{\delta} = \frac{m_{\text{об}} \cdot n_{oi}^y \cdot f}{S_{\phi, \phi}} \cdot H_{oi} = \frac{12823,5 \cdot 1,8}{170,1} \cdot n_{oi}^y \cdot H_{oi} = 135,698 \cdot n_{oi}^y \cdot H_{oi}; \left[\frac{\text{даН}}{\text{м}} \right]$$

где: $m_{\text{об}}$ - масса оборудования (кг): $m_{\text{об}} = 12823,5$ кг.

1.2.1.3. Распределённая нагрузка от массы коммерческой нагрузки, расположенной в фюзеляже:

$$q_{oi}^{\delta} = \frac{m_{\text{кн}} \cdot n_{oi}^y \cdot f}{S_{\phi, \text{от}}} \cdot d_{\phi} = \frac{28025 \cdot 1,8}{157,95} \cdot 5,0 \cdot n_{oi}^y = 1596,87 \cdot n_{oi}^y; \left[\frac{\text{даН}}{\text{м}} \right]$$

где:

$m_{\text{кн}}$ - масса коммерческой нагрузки (кг): $m_{\text{кн}} = 28025,0$ кг;

d_{ϕ} - диаметр фюзеляжа (м): $d_{\phi} = 5,0$ м;

$S_{\phi, \text{от}}$ - площадь боковой проекции грузового отсека (м^2):

$S_{\phi, \text{от}} \approx (0,6 \dots 0,7) \cdot L_{\phi} \cdot d_{\phi} = 0,65 \cdot 48,6 \cdot 5,0 = 157,95 \text{ м}^2$.

Суммарная распределённая нагрузка по длине фюзеляжа определяется зависимостью:

$$q_{\Sigma i}^p = (q_{\phi i}^p + q_{\text{об} i}^p + q_{\text{кн} i}^p); \left[\frac{\text{даН}}{\text{м}} \right]$$

1.2.2. Расчётные нагрузки от сосредоточенных массовых и аэродинамических сил.

1.2.2.1. Расчётная нагрузка от массы экипажа и снаряжения:

$$m_{y\bar{e}}^p = m_{y\bar{e}} \cdot n_{oi}^y \cdot f = 1178 \cdot 1,8 \cdot n_{oi}^y = 2120,4 \cdot n_{oi}^y ; [\text{даН}]$$

1.2.2.2. Расчётная нагрузка от массы носовой опоры шасси:

$$m_{i\bar{o}}^p = m_{i\bar{o}} \cdot n_{oi}^y \cdot f = 587,55 \cdot 1,8 \cdot n_{oi}^y = 1057,587 \cdot n_{oi}^y ; [\text{даН}]$$

1.2.2.3. Расчётная нагрузка от главных опор шасси:

$$m_{\text{гл. ш.}}^p = 0;$$

(расчётная нагрузка от главных опор шасси будет отсутствовать).

1.2.2.4. Расчётная нагрузка от массы оперения:

$$m_{i\bar{i}}^p = m_{i\bar{i}} \cdot n_{oi}^y \cdot f = 3264,16 \cdot 1,8 \cdot n_{oi}^y = 5875,481 \cdot n_{oi}^y ; [\text{даН}]$$

1.2.2.5. Расчётная нагрузка от массы коммерческой нагрузки:

$$m_{\bar{e}f}^p = m_{\bar{e}f} \cdot n_{\text{max}}^y \cdot f = 28025 \cdot 2,3 \cdot 1,8 = 116023,5 ; [\text{даН}]$$

1.2.3. Определение эксплуатационной перегрузки по длине фюзеляжа - $n_{\phi i}^3$.

$$n_{oi}^y = n_{\text{max}}^y - \frac{Y_{\bar{a}i}^y}{m_0} \pm \frac{Y_{i\bar{a}i}^y}{m_0} \pm \varepsilon \cdot X_i =$$

$$= 2,3 - \frac{2983,65}{116577} - \frac{-15337,74}{116577} \pm \varepsilon \cdot X_i = 2,1428 \pm \varepsilon \cdot X_i ;$$

где: $n_{\text{max}}^3 = 2,3$ - максимальная эксплуатационная перегрузка;

1.2.3.1. Уравновешивающая аэродинамическая нагрузка, действующая на ГО - $Y_{\bar{e}o}^o$:

$$Y_{\bar{a}i}^y = m_z \cdot \frac{\rho_i \cdot V_{\bar{e}o}^2}{2} \cdot S_{\bar{e}o} \cdot \frac{b_a}{L_{\bar{a}i}} =$$

$$= 0,045 \cdot \frac{0,0371138 \cdot 247,22^2}{2} \cdot 208,17 \cdot \frac{5,459}{19,44} = 2983,65 [\text{даН}]$$

$$Y_{\bar{a}i}^{\bar{o}} = Y_{\bar{a}i}^y \cdot f = 2983,65 \cdot 1,8 = 5370,578 [\text{даН}]$$

где:

m_z - коэффициент момента крыла, зависящий от $L_{\bar{e}o}$:

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

ρ_H - плотность воздуха на расчетной высоте:

$$\rho_f = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{H}{44,308}\right)^{4,2553} = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{11}{44,308}\right)^{4,2553} = 0,0371138$$

$H_p = 11$ (км) - расчётная высота полёта;

$V_{кр} = 890$ км/ч = 247,22 м/с - крейсерская (рабочая) скорость полета;

$$b_a = \frac{2}{3} b_0 \frac{1 + \eta + \eta^2}{\eta \cdot (1 + \eta)} = \frac{2}{3} \cdot 7,7 \cdot \frac{1 + 3,5 + 3,5^2}{3,5 \cdot (1 + 3,5)} = 5,459 \text{ м} - \text{средняя}$$

аэродинамическая хорда крыла;

$L_{20} = 19,44$ м - плечо горизонтального оперения.

1.2.3.2. Маневренная аэродинамическая нагрузка Y_{M20} :

$$Y_{i \bar{a} \bar{r}}^y = \pm k \cdot n_{max}^y \cdot \frac{m_0}{S_{e\delta}} \cdot S_{\bar{a} \bar{r}} = -0,26 \cdot 2,3 \cdot \frac{116577}{208,17} \cdot 45,8 = -15337,74 \text{ [даН]}$$

$$Y_{i \bar{a} \bar{r}}^{\delta} = Y_{i \bar{a} \bar{r}}^y \cdot f = -15337,74 \cdot 1,8 = -27607,9 \text{ [даН]}$$

где:

$k = 2,6 \dots 0,3 = 0,26$ - коэффициент эффективности руля высоты;

m_0 - взлётная масса самолёта, $m_0 = 116577$ кг;

$S_{кр}$ - площадь крыла, $S_{кр} = 208,17$ м²;

S_{20} - площадь горизонтального оперения, $S_{20} = 45,8$ м².

1.2.3.2. Вращательная перегрузка:

$$n_{вер}^{\delta} = \varepsilon \cdot x_i$$

x_i - расстояние от центра масс самолета до рассматриваемого сечения;

ε - угловое ускорение:

$$\varepsilon = \frac{Y_{i \bar{a} \bar{r}}^y \cdot L_{\bar{a} \bar{r}}}{I_z} = \frac{15337,74 \cdot 19,44}{7159105,484} = 0,041648$$

I_z - массовый момент инерции самолета относительно оси OZ , приближенно:

$$I_z \approx (0,026 \dots 0,03) \cdot L_{\phi}^2 \cdot m_0 = 0,026 \cdot 48,6^2 \cdot 116577 = 7159105,484.$$

1.3. Определение реакции опор.

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

1.3.1. Из уравнения момента, относительно переднего лонжерона, для принятой расчетной схемы, можно определить:

$$\sum M_{z_{i.e}} = 0 ;$$

$$R_2^p = 1,5 \cdot (m_o^\delta + m_{ra}^\delta + m_{ef}^\delta) + 5,5 \cdot m_{ri}^\delta + 6 \cdot Y_{ar}^\delta - 6 \cdot Y_{iar}^\delta - 2,5 \cdot (m_{ye}^\delta + m_{io}^\delta) ;$$

$$R_2^p = 612022,66 \text{ [даН / м]}$$

реакция R_2 направлена вверх.

1.3.2. Аналогично для заднего лонжерона:

$$\sum M_{z_{3.л}} = 0 ;$$

$$R_1^p = 0,5(m_\phi^p + m_{об}^p + m_{кн}^p) + 4,5 \cdot m_{оп}^p + 5 \cdot Y_{ГО}^p - 5 \cdot Y_{МГО}^p - 3,5 \cdot (m_{эк}^p + m_{нш}^p) ;$$

$$R_1^p = 339489,84 \text{ [даН / м]}$$

реакция R_1 направлена вниз.

1.4. 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 $n=15...20$).

Разобьём длину фюзеляжа на $n=20$ участков длиной

$$\Delta x = \frac{L_o}{n} = \frac{48,6}{20} = 2,43 \text{ [м]}.$$

Далее следует составить таблицу № 2, в которую необходимо заносить результаты всех расчетов (сверху вниз, слева - направо).

Приращение перерезывающей силы определяется как:

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

1.4.1. 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:

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

И приращение моментов: $\Delta M_{zi}^p = Q_{ср i}^p \cdot \Delta x ; \text{ [даН \cdot м]}$

1.4.2. Суммарный расчетный изгибающий момент можно определить по формуле:

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

По данным таблицы № 2 необходимо построить эпюры для « Q_i^P » и « M_{zi}^P » (рис. 1 и рис. 2).

Таблица №2

Определение суммарной распределенной нагрузки по длине фюзеляжа

№ сеч	x_i	εx_i	$n^{\circ}_{\phi i}$	$H_{\phi i}$	$n^{\circ}_{\phi i} H_{\phi i}$	$q^p_{\phi i}$	$q^p_{об i}$	$q^p_{кн i}$	$q^p_{\Sigma i}$
				м		даН/м	даН/м	даН/м	даН/м
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	24,3	-1,0120575	1,1307812	0	0	0	0	0	0
1	21,87	-0,9108517	1,231987	2,9	3,572762216	440,74275	484,81703	0	925,55978
2	19,44	-0,809646	1,3331927	3,4	4,532855236	559,18166	615,09982	2128,9302	3303,2117
3	17,01	-0,7084402	1,4343985	4,2	6,024473539	743,19053	817,50958	2290,5423	3851,2424
4	14,58	-0,6072345	1,5356042	4,9	7,524460614	928,23179	1021,055	2452,1543	4401,4411
5	12,15	-0,5060287	1,63681	5	8,184049762	1009,6	1110,56	2613,7663	4733,9263
6	9,72	-0,404823	1,7380157	5	8,690078488	1072,0246	1179,2271	2775,3783	5026,6301
7	7,29	-0,3036172	1,8392214	5	9,196107215	1134,4493	1247,8942	2936,9904	5319,3339
8	4,86	-0,2024115	1,9404272	5	9,702135941	1196,874	1316,5614	3098,6024	5612,0377
9	2,43	-0,1012057	2,0416329	5	10,20816467	1259,2986	1385,2285	3260,2144	5904,7416
10	0	0	2,1428387	5	10,71419339	1321,7233	1453,8956	3421,8264	6197,4454
11	2,43	0,1012057	2,2440444	5	11,22022212	1384,148	1522,5628	3583,4385	6490,1492
12	4,86	0,2024115	2,3452502	5	11,72625085	1446,5726	1591,2299	3745,0505	6782,853
13	7,29	0,3036172	2,4464559	5	12,23227957	1508,9973	1659,897	3906,6625	7075,5569
14	9,72	0,404823	2,5476617	5	12,7383083	1571,422	1728,5642	4068,2745	7368,2607
15	12,15	0,5060287	2,6488674	4,9	12,97945029	1601,1697	1761,2867	4229,8866	7592,3429
16	14,58	0,6072345	2,7500732	4,6	12,65033649	1560,5696	1716,6266	4391,4986	7668,6948
17	17,01	0,7084402	2,8512789	4,3	12,26049925	1512,4785	1663,7264	4553,1106	7729,3155
18	19,44	0,809646	2,9524846	3,8	11,21944164	1384,0517	1522,4569	4714,7226	7621,2312
19	21,87	0,9108517	3,0536904	2,6	7,939595005	979,44356	1077,3879	0	2056,8315
20	24,3	1,0120575	3,1548961	0	0	0	0	0	0

Таблица 2 (продолжение)

Определение Q и M по длине фюзеляжа

№ сеч	m_i^p	R_i^p	q_{cp}	Δx	ΔQ_i^p	Q_i^p	Q_{cpi}^p	ΔM_{zi}^p	M_{zi}^p
	даН	даН/м	даН/м	м	даН	даН	даН	даН·м	даН·м
	11	12	13	14	15	16	17	18	19
0			462,77989	2,43	1124,5551	-15835,653	-16397,931	-39846,972	0
1			2114,3858	2,43	5137,9574	-16960,209	-19529,187	-47455,925	39846,972
2	2826,9018 1409,967		3577,2271	2,43	8692,6617	<u>-22098,166</u> -26335,034	-30681,365	-74555,718	87302,897
3			4126,3417	2,43	10027,01	-35027,696	-40041,201	-97300,119	161858,61
4			4567,6837	2,43	11099,471	-45054,707	-50604,442	-122968,79	259158,73
5			4880,2782	2,43	11859,076	-56154,178	-62083,716	-150863,43	382127,53
6			5172,982	2,43	12570,346	-68013,254	-74298,427	-180545,18	532990,96
7		339489,84	5465,6858	2,43	13281,617	<u>-80583,6</u> -420073,44	-426714,24	-1036915,6	713536,14
8			5758,3896	2,43	13992,887	-433355,05	-440351,5	-1070054,1	1750451,8
9		612022,66	6051,0935	2,43	14704,157	<u>-447348</u> 164674,72	157322,64	382294,02	2820505,9
10			6343,7973	2,43	15415,427	149970,56	142262,85	345698,72	1617684,3
11			6636,5011	2,43	16126,698	134555,14	126491,79	307375,04	1271985,6
12			6929,2049	2,43	16837,968	118428,44	110009,45	267322,97	964610,54
13			7221,9088	2,43	17549,238	101590,47	92815,85	225542,52	697287,57
14			7480,3018	2,43	18177,133	84041,231	74952,665	182134,97	471745,05
15			7630,5188	2,43	18542,161	65864,098	56593,017	137521,03	289610,08
16			7699,0051	2,43	18708,583	47321,937	37967,646	92261,379	152089,05
17			7675,2734	2,43	18650,914	28613,355	19287,897	46869,591	59827,669
18			4839,0313	2,43	11758,846	9962,4403	4083,0172	9921,7318	12958,078
19	-27607,9 17941,899 5370,5781		1028,4157	2,43	2499,0503	<u>-1796,4059</u> 2499,0503	1249,5251	3036,3461	3036,3461
20			0	0	0	0	0	0	0

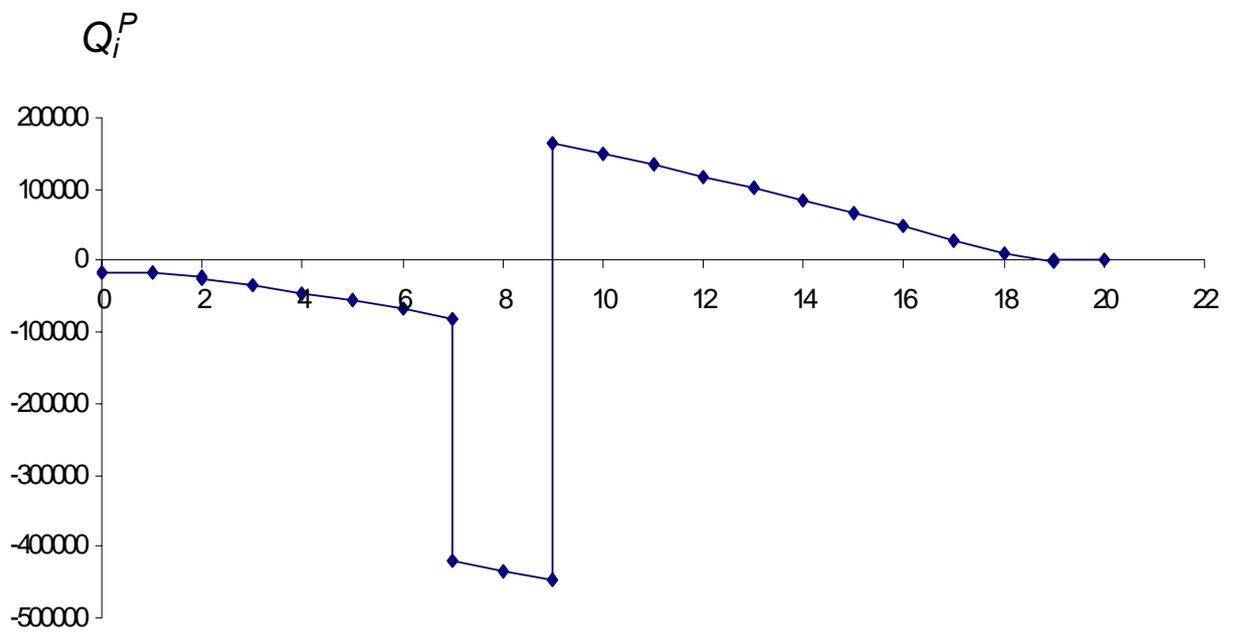


Рис.1. Эюра перерезывающих сил Q_i^P

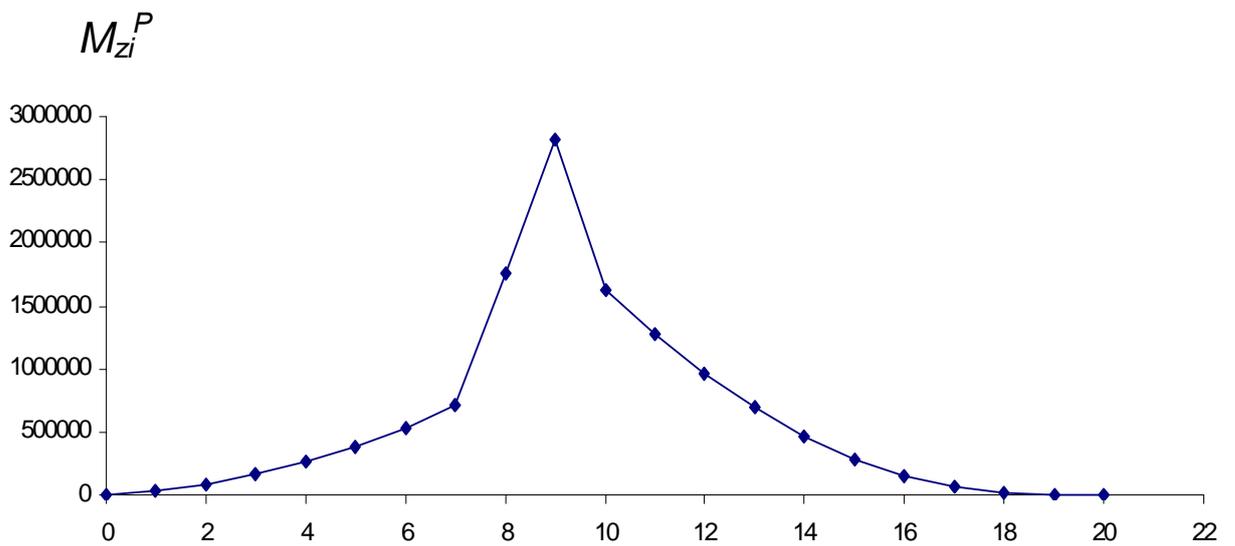


Рис.2. Эюра изгибающих моментов M_{zi}^P

2. Проектировочный расчёт фюзеляжа на прочность.

(фюзеляж балочно-стрингерной конструктивной схемы)

В качестве расчетного рассматривается сечение, в котором перерезывающая сила Q^p ; изгибающий момент M_{zi} имеют максимальные значения (9 сечение):

$$Q^p = 164674,72 \text{ даН}, \quad M_{zi} = 2820505,9 \text{ даН}\cdot\text{м}$$

При этом, сечение фюзеляжа рассматривается как состоящая из верхнего и нижнего сводов и двух боковин.

$H_{св}^H = H_{св}^с = 0,3 \cdot d_{ф} = 0,3 \cdot 5,0 = 1,5 \text{ м}$ - высота верхнего и нижнего сводов,

$H_{ср} = 0,7 \cdot d_{ф} = 0,7 \cdot 5,0 = 3,5 \text{ м}$ - средняя высота между сводами

$l_{св} = 1,16 \cdot d_{ф} = 1,16 \cdot 5,0 = 5,8 \text{ м}$ – длина свода.

Основное допущение проекторочного 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:

$$P_{\hat{n}\hat{a}}^{\hat{a}} = P_{\hat{n}\hat{a}}^{\hat{i}} = \frac{M_z^p}{H_{\hat{n}\hat{o}}} = \frac{164674,72}{3,5} = 805858,8 \text{ даН}$$

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:

$$F_{\hat{i}\hat{o}}^{\hat{a}} = \frac{P_{\hat{n}\hat{a}}^{\hat{a}}}{\sigma_{\hat{a}}} = \frac{805858,8}{44} = 18314,97 \text{ см}^2$$

где, $\sigma_{\hat{e}}$ – временное сопротивление материала верхнего свода (обшивки + стрингеров), для стрингера с обшивкой из материала Д16Т оно приблизительно равно $\sigma_{\hat{a}} = 44 \text{ даН/мм}^2$;

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

$$F_{\hat{n}\hat{o}\hat{o}}^{\hat{a}} = 0,5 \cdot F_{\hat{i}\hat{o}}^{\hat{a}} = 0,5 \cdot 18314,97 = 9157,487 \text{ см}^2;$$

$$F_{\hat{i}\hat{a}\hat{o}}^{\hat{a}} = 0,5 \cdot F_{\hat{i}\hat{o}}^{\hat{a}} = 0,5 \cdot 18314,97 = 9157,487 \text{ см}^2;$$

4.1. Тогда толщина обшивки верхнего свода будет равна

$$\delta_{\hat{r}\hat{a}\hat{o}}^{\hat{a}} = \frac{F_{\hat{r}\hat{a}\hat{o}}^{\hat{a}}}{I_{\hat{n}\hat{a}}^{\hat{a}}} = \frac{F_{\hat{r}\hat{a}\hat{o}}^{\hat{a}}}{1,16 \cdot d_o} = \frac{9157,487}{1,16 \cdot 5000} = 1,578877 \approx 1,8 \text{ мм}$$

Если принять шаг стрингеров $t_{\text{стр}}=184$ мм, можно определить сечение одного стрингера:

$$f_{\hat{n}\hat{o}\hat{d}}^{\hat{a}} = \frac{F_{\hat{n}\hat{o}\hat{d}}^{\hat{a}}}{n_{\hat{n}\hat{o}\hat{d}}} = \frac{F_{\hat{n}\hat{o}\hat{d}}^{\hat{a}}}{(I_{\hat{n}\hat{a}}^{\hat{a}}/t_{\hat{n}\hat{o}\hat{d}})} = \frac{9157,487}{(1,16 \cdot 5000/184)} = 290,51 \text{ мм}^2 = 2,905 \text{ дм}^2;$$

Для данного значения площади стрингера выбирается профиль из нормалей подходящих профилей.

Принимаем для стрингера верхнего свода:

зет нормальный, профиль Пр 105 №, проф.5

$f_{\text{стр}}^{\hat{b}}=3,011 \text{ см}^2$, $B=25$ мм (ширина), $H=40$ мм (высота), $\delta=4,0$ мм, $\delta_1=3,0$ мм, (толщины).

Приведенная площадь сечения нижнего свода

$$F_{\hat{r}\hat{i}\hat{o}}^{\hat{f}} = \frac{P_{\hat{n}\hat{a}}^{\hat{f}}}{\sigma_{\hat{e}\hat{o}}} = \frac{805858,8}{0,8 \cdot 44} = 22893,72 \text{ мм}^2;$$

4.2. Толщина обшивки нижнего свода и сечение стрингера определяются аналогичными зависимостями.

$$\delta_{\hat{r}\hat{a}\hat{o}}^{\hat{f}} = \frac{0,5 \cdot F_{\hat{r}\hat{i}\hat{o}}^{\hat{f}}}{I_{\hat{n}\hat{a}}^{\hat{f}}} = \frac{F_{\hat{r}\hat{a}\hat{o}}^{\hat{f}}}{1,16 \cdot d_o} = \frac{0,5 \cdot 22893,72}{1,16 \cdot 5000} = 1,97 \approx 2,0 \text{ мм}$$

$$f_{\hat{n}\hat{o}\hat{d}}^{\hat{f}} = \frac{0,5 \cdot F_{\hat{r}\hat{i}\hat{o}}^{\hat{f}}}{n_{\hat{n}\hat{o}\hat{d}}} = \frac{F_{\hat{n}\hat{o}\hat{d}}^{\hat{f}}}{I_{\hat{n}\hat{a}}^{\hat{f}} / t_{\hat{n}\hat{o}\hat{d}}} = \frac{0,5 \cdot 22893,72}{(1,16 \cdot 5000/184)} = 363,14 \text{ мм}^2 = 3,63 \text{ дм}^2$$

Принимаем для стрингера нижнего свода:

зет нормальный, профиль Пр 105.

4.3. Толщина обшивки боковин фюзеляжа.

Толщина обшивки боковин определяется из условия среза от действия перерезывающей силы " Q_i^p "

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

$$\delta_{\hat{r}\hat{a}\hat{o}}^{\hat{a}} = \frac{0,5 \cdot 164674,72}{24,29 \cdot 3500} = 0,97 \text{ мм};$$

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

$$\tau_{\hat{a}} \approx 0,6 \cdot \sigma_{\hat{a}} = 0,6 \cdot 44 = 26,4 \text{ МПа} \quad \tau_{\text{кр}} \approx 0,92 \cdot \tau_{\hat{b}} = 0,92 \cdot 26,4 = 24,29 \text{ Н/мм}^2$$

4.4. 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.

$$\delta_{\text{эф}} = \delta_0 + \frac{n_{\text{стр}\Sigma} \cdot f_{\text{стр}}}{\pi \cdot d_{\phi}} ; \quad \text{Здесь: } n_{\text{н}\delta} = \frac{\pi \cdot d_{\phi}}{t_{\text{н}\delta}} = \frac{3,14 \cdot 5000}{184} \approx 86 ;$$

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

$n_{\text{стр}\Sigma} = 86$ - суммарное количество стрингеров в сечении.

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

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

$$\delta_{y\phi}^{\sigma} = \frac{2820505900}{3,14 \cdot 2500^2 \cdot 39,6} \approx 1,24 \text{ мм} ; \quad \delta_{y\phi}^{\tau} = \frac{164674,72}{3,14 \cdot 2500 \cdot 24,2} \approx 0,25 \text{ мм} ;$$

где: $r_{\phi} = 2,5 \text{ м}$ - радиус фюзеляжа

$[\sigma] \approx 0,9 \cdot \sigma_{\phi} = 0,9 \cdot 44 = 39,6 \text{ даН/мм}^2 ; \quad [\tau] \approx 0,55 \cdot \sigma_{\phi} = 0,55 \cdot 44 = 24,2 \text{ даН/мм}^2 ;$

Принимается $\delta_{y\phi} = \max \{ \delta_{y\phi}^{\sigma} ; \delta_{y\phi}^{\tau} \} = \max \{ 1,24 ; 0,25 \} = 1,24 \text{ мм}$.

Тогда средняя толщина обшивки и сечение стрингера:

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

$$f_{\text{н}\delta} = \frac{3,14 \cdot 2500 \cdot 1,24}{86} = 113,297 \text{ мм}^2 = 1,13 \text{ дм}^2 ;$$

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

Принимаем профиль стрингера:

зет нормальный, профиль Пр 105 №, проф.2

$f_{\text{стр}} = 1,32 \text{ см}^2$, $B = 18 \text{ мм}$ (ширина), $H = 25 \text{ мм}$ (высота), $\delta = 2,5 \text{ мм}$, $\delta_1 = 2,0 \text{ мм}$, (толщины).

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

$$M_{кр} = Y_{мво}^p \cdot y_{ц.ж.ф.}; M_{кр} = 24456,92 \cdot 4200 = 102719045,9 \text{ даН}\cdot\text{мм}$$

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

$y_{ц.ж.ф.}$ - расстояние от центра давления вертикального оперения до линии центров жесткости поперечного сечения (оси фюзеляжа), $y_{ц.ж.ф.} = 3,0 \text{ м}$

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

$$Y_{i\grave{a}f}^D = 0,37 \cdot 2 \cdot \frac{0,03711 \cdot 247,222^2}{2} \cdot 29,14 = 24456,92 \text{ äàí};$$

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

Величина толщины обшивки фюзеляжа δ_0 должна удовлетворять следующему условию:

$$\delta_0 \geq \frac{M_{кр}}{2 \cdot \omega [\tau]}; \delta_0 \geq \frac{102719045,9}{2 \cdot 19625000 \cdot 24,2} = 0,108 \text{ ìì};$$

где: $\omega = \pi \cdot r_{\phi}^2 = 3,14 \cdot 2500^2 = 19625000 \text{ мм}^2$ - площадь поперечного сечения фюзеляжа.

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

$$\delta_0 \geq \frac{p_u^p \cdot r_{\phi}}{2 [\tau]}; \delta_0 = \frac{21600 \cdot 2500}{2 \cdot 24200000} = 0,068 \text{ ìì};$$

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

$p_u^p \approx 1,2 \cdot p_u^{\text{э}} \cdot f = 1,2 \cdot 6000 \cdot 3 = 21600 \text{ даН/м}^2$;
 $p_u^{\text{э}}$ - избыточное эксплуатационное давление:

$$p_u^{\text{э}} = 6000 \left[\frac{\ddot{a}\grave{a}f}{\grave{a}^2} \right]$$

$$[\tau] \approx 0,55 \cdot \sigma_{\grave{a}} = 0,55 \cdot 44 = 24,2 \text{ äàí/ìì}^2 = 24200000 \text{ äàí/ìì}^2$$

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

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

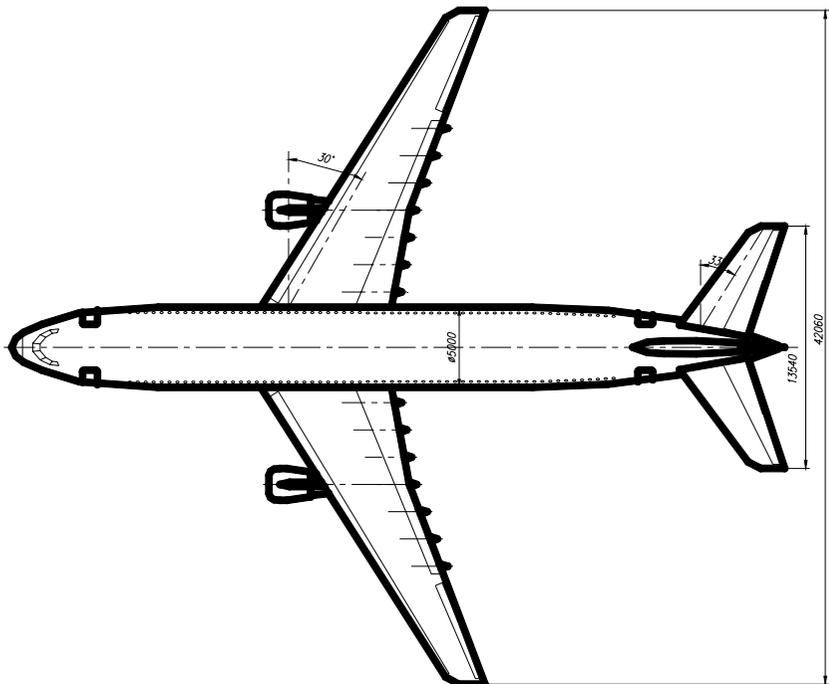
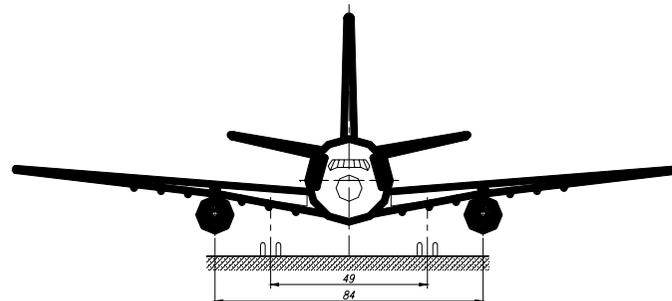
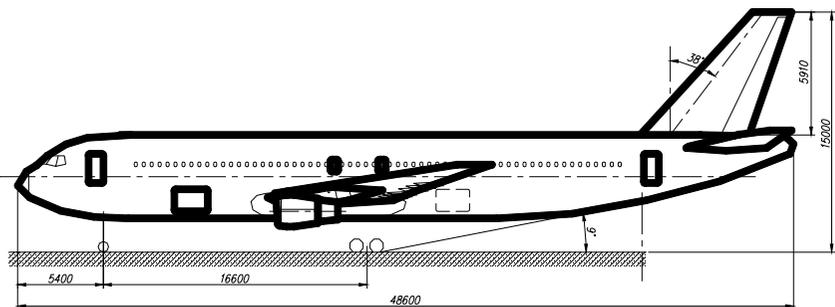
Принимаем толщину обшивки, равную 2,0 мм.

СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМОЙ 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 "Конструкция и прочность самолетов и вертолетов", М. "Транспорт", 1972г.*

		Обозначение	Наименование		
			<u>Документация</u>		
			Сборочные узлы		
			Шпангоут		
			Обшивка		
			Детали		
	3		Обод шп-а верхний	52	Д16мл2
	4		Стенка	104	Д16мл2,5
	5		Обод шп-та нижний	52	Д16т л2
	6		Обод шп-та боковой	52	Д16т л2
	7		Стрингер	53	Д16АТпр100-15
	8		Кница	2756	Д16Т л2,0
			Стандартные изд-я		
	9		Заклепка ЗКЗ-6	1378	
	10		Заклепка ЗКЗ-8	1378	
	11		Заклепка ЗКЗ-12	2756	
КУРСОВАЯ РАБОТА					
Изм	Лист	N документа	Подпись	Дата	
Разраб		Худойбердиев Ш			Формат
Принял		Алиакбаров Д			Лист
					Листов
					у 1 1
Сечение фюзеляжа				ТГТУ гр.122-12 А	

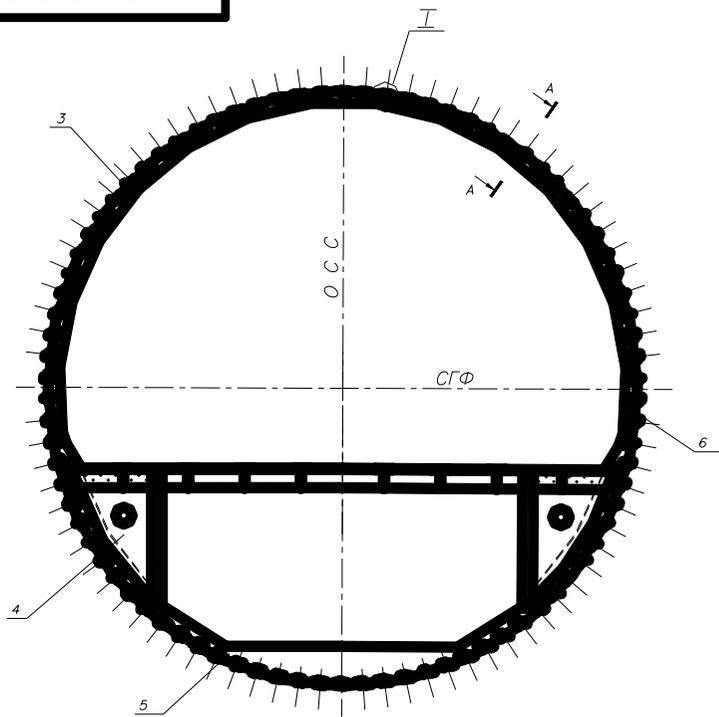
КУРСОВАЯ РАБОТА



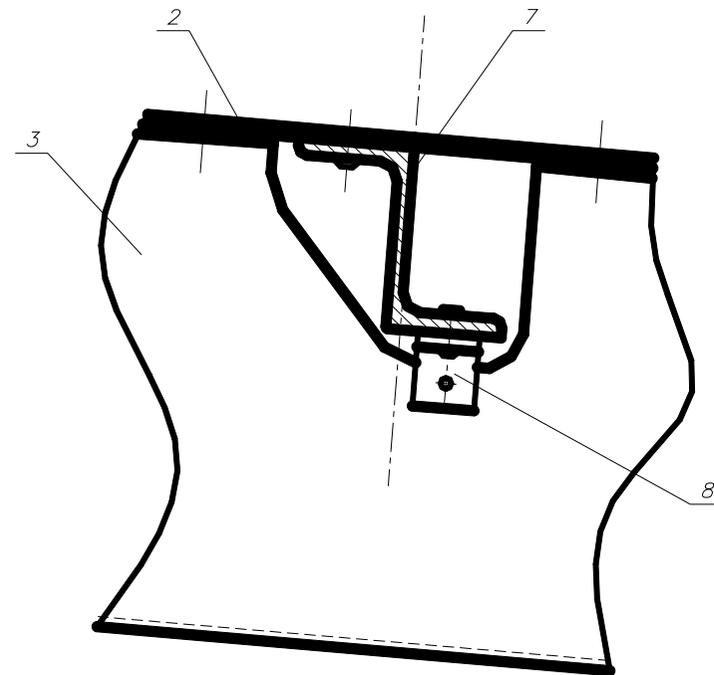
№п/п	Основные характеристики	Обозн	Ед. изм	Величина
1	Скорость максимальная	V_{max}	км/ч	950
2	Скорость крейсерская	$V_{кр}$	км/ч	890
3	Скорость посадочная	$V_{з.п.}$	км/ч	255
4	Дальность полета	$L_{п.}$	км	6600
5	Потолок практический	H	м	11000
6	Длина разбега	$L_{разб.}$	м	1950
Весовые характеристики				
7	Масса взлетная	M_0	т.	116.577
8	Удельная нагрузка на крыло	P_0	кг/м ²	560
9	Число пассажиров	$N_{пасс}$	чел.	236
Геометрические характеристики				
10	Площадь крыла	$S_{кр}$	м ²	208.11
11	Удлинение крыла	λ		8.5
12	Сужение крыла	η		3.5
13	Площадь ГО	$S_{го}$	м ²	45.78
14	Площадь ВО	$S_{во}$	м ²	29.14
Силовая установка				
15	Тип и количество двигателей	ТРДД	шт.	2
16	Стартовая тяга двигателя	$P_{ст}$	т.	19.8

КУРСОВАЯ РАБОТА			
Общий вид самолета	Лит	Масса	Масшт.
	у	116577 кг.	1:300
	Лист 1	Листов 1	
ТГТУ зр.122-12А			

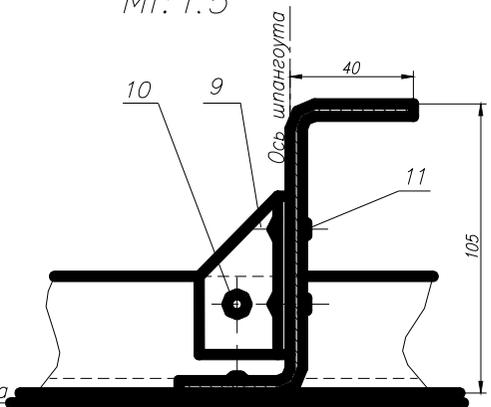
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата
Разработчик		Худойбердиев И.		
Принят		Алиакбаров Д.		



$\frac{I}{M 1:1}$



$\frac{A-A}{M1: 1.5}$



ТК Фюзеляжа

				КУРСОВАЯ РАБОТА			
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	Лит	Масса	Масшт.
Разраб		Худойбердиев Ш			У		1:40
Принял		Алиакбаров Д			Лист 2	Листов 2	
Д16-Т					ТГТУ гр.122-12 А		