

*Министерство Высшего и Среднего Специального Образования
Республики Узбекистан*

Ташкентский Государственный Технический университет

Авиационный факультет

*Кафедра: “Авиастроение и техническая эксплуатация воздушных
судов”*

КУРСОВОЙ ПРОЕКТ
по курсу: “Проектирование конструкций ЛА”

Выполнил:

*ст-т. гр. 129-11 А
Самиев Б.*

Проверил:

доц. Султанов А.Х.

Ташкент 2014

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>стр.</i>
3. Анализ статистики, выбор схемы самолета и типа силовой установки.....	2
4. Определение взлетного веса самолета в первом приближении.....	6
5. Определение геометрических размеров основных сборочных единиц.....	7
6. Расчёт фюзеляжа на прочность.....	10
7. Список использованной литературы.....	23

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 сзади 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 вместилищем 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 выгоднейшей 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 шумоглушения.*

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.*

После выбора схемы самолета его компоновка делается в чертежах.

Таблица 1. Статистические данные самолетов прототипов.

№	Основные данные	Обозначение	Ед. изм.	Прототипы		Проект. самолет
				Ил 96-300	А-310-300	
1	Взлетная масса	m_0	т	216	150	139,74
2	Число пассажиров	$N_{\max}^{\text{пас}}$	чел	300	280	262
3	Максимальная комм. нагрузка	$m_{\max}^{\text{кн}}$	т	40	32,95	31,112
4	Расчетная дальность полета	L_p	км	7170	6900	8400
5	Крейсерская скорость	$V_{\text{кр}}$	км/ч	890	895	920
6	Масса топлива на L_p	m_m	т	59,01	39,95	40,3
7	Кол-во двигателя	$N_{\text{дв}}$	шт	4	2	4
8	Скор. захода на посад.	$V_{\text{з.п.}}$	км/ч	260	255	260
9	Длина разбега	$L_{\text{разб.}}$	м	2760	2200	2144
10	Площадь крыла	$S_{\text{кр}}$	м^2	350	219	205,5
11	Уд. нагр. на крыла	ρ_0	$\text{кг}/\text{м}^2$	617	685	680
12	Размах крыла	l_p	м	57,6	43,9	41,79
13	Удлинение крыла	λ	-	9,48	8,8	8,5
14	Стреловидность крыла	χ	°	30	28	30
15	Диаметр фюзеляжа	$D_{\text{фюз}}$	м	6,08	5,64	5,1
16	Длина фюзеляжа	$L_{\text{ф}}$	м	55,4	46,66	53,2
17	Относ. площадь ГО	$\bar{S}_{\text{ГО}}$	-	0,22	0,28	0,25
18	Относ. площадь ВО	$\bar{S}_{\text{ВО}}$	-	0,162	0,2	0,16

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОГО ВЕСА САМОЛЕТА В ПЕРВОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

Взлётная масса проектируемого самолёта в первом приближении равна:

$$m_0^I = \frac{m_{ef} + m_{не}}{1 - (\overline{m}_{ef} + \overline{m}_{но} + \overline{m}_{та.oid} + \overline{m}_0)}$$

где: m_{ef} - масса коммерческой нагрузки; $m_{не}$ - масса служебной нагрузки; \overline{m}_{ef} - относительная масса конструкции планера; $\overline{m}_{но}$ - относительная масса силовой установки; $\overline{m}_{та.oid}$ - относительная масса оборудования и управления; \overline{m}_0 - относительная масса топлива.

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

$$m_{кн} = 1,25 \cdot (75+20) \cdot N_n = 1,25 \cdot (75+20) \cdot 262 = 3112,5 \text{ кг}$$

где: $N_n = 262$ (чел.) - число пассажиров;

Масса снаряжения и служебной нагрузки равна

$$m_{сл} = 80 \cdot N_{эк} + 1,6 \cdot N_n = 80 \cdot 10 + 1,6 \cdot 262 = 1219,2 \text{ кг}$$

где: $N_{эк} = N_{лпс} + N_{дп} + 1 = 2 + 7 + 1 = 10$ (чел.) - количество членов экипажа;

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

$N_{дп} = 7$ - количество бортпроводниц;

$$N_{дп} = N_n / (35...40) = 262 / 35 \approx 7 \text{ (чел.)}$$

Для дальнего магистрального пассажирского самолёта можно принять следующие относительные массы по статистике:

$$(\overline{m}_{ef} = 0,28; \overline{m}_{но} = 0,1; \overline{m}_{та.oid} = 0,1) = const.$$

Для самолётов с ТРД относительная масса топлива равна

$$\overline{m}_0 = 1 - 0,96 \cdot e^{-\frac{C_e \cdot L_p}{V_p \cdot K_{кр}}}$$

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

$K_{кр}$ - аэродинамическое качество в крейсерском режиме полёта:

$$K_{кр} = 0,94 \cdot K_{кр} = 0,94 \cdot 19 = 17,86;$$

$L_p = 8400$ км - расчётная дальность полёта;

V_p - среднерейсовая скорость полёта:

$$V_p = \frac{L_p \cdot V_{\dot{\theta}}}{L_p + \Delta t \cdot V_{\dot{\theta}}} = \frac{8400 \cdot 920}{8400 + 0,43768 \cdot 920} = 877,9 \text{ м/с}$$

где:

$$\Delta t = 7,7 \cdot 10^{-6} \cdot L_p + 0,373 = 7,7 \cdot 10^{-6} \cdot 8400 + 0,373 = 0,43768 \text{ и где } L_p > 3500 \text{ м}$$

$V_{кр} = 920 \text{ км/ч}$ - крейсерская скорость самолёта.

$$\bar{m}_0 = 1 - 0,96 \cdot e^{-\frac{C_e \cdot L_p}{V_{\dot{\theta}} \cdot k_{\dot{\theta}}}} = 1 - 0,96 \cdot 2,72^{-\frac{0,56 \cdot 8400}{877,9 \cdot 17,86}} = 0,28863$$

Тогда взлетная масса проектируемого самолёта в первом приближении равна:

$$\begin{aligned} m_0^1 &= \frac{m_{кн} + m_{сл}}{1 - (m_{кон} + m_{сy} + m_{од.упр} + \bar{m}_T)} = \\ &= \frac{3112,5 + 1219,2}{1 - (0,28 + 0,1 + 0,1 + 0,28863)} = 139740 \text{ кг} \end{aligned}$$

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ РАЗМЕРОВ ОСНОВНЫХ СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ

Выбор параметров крыла.

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

Площадь крыла можно определить по формуле:

$$S_{кр} = \frac{m_0}{\rho_0} = \frac{139740}{680} = 205,5 \text{ м}^2;$$

где: m_0 - взлётная масса самолёта;

$\rho_0 = 680 \text{ кг / м}^2$ - удельная нагрузка на 1 м^2 крыла.

На основании анализа статистических данных самолётов прототипов выбираем:

$$\lambda_{кр} = 8,5; \quad \eta_{кр} = 3,5; \quad \chi_{1/4} = 30^\circ.$$

Тогда для крыла проектируемого самолёта можно определить; размах крыла:

$$L_{\text{ед}} = \sqrt{\lambda_{\text{ед}} \cdot S_{\text{ед}}} = \sqrt{8,5 \cdot 205,5} = 41,79 \text{ м};$$

концевую хорду:

$$b_{\text{ед}} = \frac{2 \cdot S_{\text{ед}}}{L_{\text{ед}} \cdot (1 + \eta_{\text{ед}})} = \frac{2 \cdot 205,5}{41,79 \cdot (1 + 3,5)} = 2,19 \text{ м};$$

корневую хорду:

$$b_0 = \eta_{кр} \cdot b_{\text{кц}} = 3,5 \cdot 2,19 = 7,67 \text{ м}.$$

Выбор параметров фюзеляжа.

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

$$B_0 = B \cdot n_1 + b \cdot n_2 + h \cdot n_3 + 2 \cdot (a + c) - \text{максимальная ширина фюзеляжа}$$

B - ширина кресла; $B = 450 \text{ мм}$;

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

b - ширина одного подлокотника кресла, $b = 55 \text{ мм}$;

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

h - ширина прохода, $h = 550$ мм;

n_3 - количество проходов, $n_3 = 2$;

a - толщина стенок, $a = 120$ мм;

c - зазор до стенки, $c = 30$ мм.

$$V_{\phi} = 450 \cdot 7 + 55 \cdot 10 + 550 \cdot 2 + 2 \cdot (120 + 30) = 5100 \text{ мм}^2$$

$$d_{\phi} = 5,1 \text{ м}$$

Потребная длина пассажирской кабины определяется по формуле:

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

где $l_1 = 1050$ мм – минимальное расстояние от плоскости передней перегородки кабины до первого ряда сидений;

$l_2 = 300$ мм – минимальное расстояние от плоскости задней перегородки кабины до переднего крепления последнего ряда сидений;

$i_{\text{ряд}} = 38$ – число рядов кресел;

$t = 850$ мм – шаг кресел.

$$l_{\text{пас.каб}} = l_1 + (i_{\text{ряд}} - 1) \cdot t + l_2 = 1050 + (38 - 1) \cdot 850 + 300 = 32800 \text{ мм}$$

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:

$$l_{\text{н.ч.}} = 5100 \cdot 1,5 = 7650 \text{ мм}; \quad l_{\text{хв.ч.}} = 5100 \cdot 2,5 = 12750 \text{ мм}.$$

Длина фюзеляжа:

$$L_{\phi} = l_{\text{пас.каб}} + l_{\text{н.ч.}} + l_{\text{хв.ч.}} = 32800 + 7650 + 12750 = 53200 \text{ мм}$$

Удлинения фюзеляжа: $\lambda_{\phi} = 53,2 / 5,1 = 10,43$

Выбор параметров оперения.

Площади горизонтального и вертикального оперений можно определить из следующих выражений:

$$S_{zo} = 0,25 \cdot S_{кр} = 0,25 \cdot 205,5 = 51,38 \text{ м}^2; \quad S_{bo} = 0,16 \cdot S_{кр} = 0,16 \cdot 205,5 = 32,88 \text{ м}^2.$$

Удлинения горизонтального и вертикального оперений равны:

$$\lambda_{zo} = 4,2; \quad \lambda_{bo} = 1,5.$$

Размах горизонтального оперения:

$$L_{\bar{a}i} = \sqrt{\lambda_{\bar{a}i} \cdot S_{\bar{a}i}} = \sqrt{4,2 \cdot 51,38} = 14,69 \text{ м}.$$

Высота вертикального оперения:

$$h_{\text{во}} = \sqrt{\lambda_{\text{во}} \cdot S_{\text{во}}} = \sqrt{1,5 \cdot 32,88} = 7,02 \text{ м.}$$

Сужение горизонтального и вертикального оперений:

$$\eta_{\text{зо}}=2,5; \quad \eta_{\text{во}}=2,6.$$

Концевая хорда горизонтального и вертикального оперений:

$$b_{\text{кц}}^{\text{зо}} = \frac{2 \cdot S_{\text{го}}}{L_{\text{го}} \cdot (1 + \eta_{\text{го}})} = \frac{2 \cdot 51,38}{14,69 \cdot (1 + 2,5)} = 2 \text{ м};$$

$$b_{\text{кц}}^{\text{во}} = \frac{2 \cdot S_{\text{во}}}{h_{\text{во}} \cdot (1 + \eta_{\text{во}})} = \frac{2 \cdot 32,88}{7,02 \cdot (1 + 2,6)} = 2,6 \text{ м};$$

Корневая хорда горизонтального и вертикального оперений:

$$b_o^{\text{аг}} = \eta_{\text{аг}} \cdot b_{\text{кц}}^{\text{зо}} = 2,5 \cdot 2 = 5 \text{ м};$$

$$b_o^{\text{аг}} = \eta_{\text{аг}} \cdot b_{\text{кц}}^{\text{во}} = 2,6 \cdot 2,6 = 6,76 \text{ м.}$$

Площади рулевых поверхностей:

$$S_{\text{рв}}=0,3 \quad S_{\text{зо}}=0,3 \cdot 51,38=15,42 \text{ м}^2; \quad S_{\text{рв}}=0,3 \quad S_{\text{во}}=0,3 \cdot 32,88=9,86 \text{ м}^2.$$

Стреловидность горизонтального и вертикального оперений:

$$\chi_{\frac{1}{4}}^{\text{зо}} = 33^\circ; \quad \chi_{\frac{1}{4}}^{\text{во}} = 38^\circ.$$

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.:

$$x_{mc} = 0,5L_{\phi} = 0,5 \cdot 53,2 = 26,6 \text{ м};$$

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:

$$x_{m\phi} = x_{m.o\delta} = x_{m.kh} = 0,5L_{\phi} = 0,5 \cdot 53,2 = 26,6 \text{ м};$$

1.1.3. Расстояние от центра масс самолёта до точки:

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

$$x_1 = 0,4L_{\phi} = 0,4 \cdot 53,2 = 21,28 \text{ м};$$

б) приложения Ц.М. главной опоры шасси:

$$x_2 = 0,1L_{\phi} = 0,1 \cdot 53,2 = 5,32 \text{ м};$$

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

$$x_3 = 0,45L_{\phi} = 0,45 \cdot 53,2 = 23,94 \text{ м};$$

г) приложения Ц.М. аэродинамических сил горизонтального оперения - уравновешивающая аэродинамическая нагрузка Y_{z0} и маневренная аэродинамическая нагрузка Y_{mzo} :

$$x_4 = 0,45L_{\phi} = 0,45 \cdot 53,2 = 23,94 \text{ м};$$

д) расположения переднего лонжерона:

$$x_{л1} = 0,15L_{\phi} = 0,15 \cdot 53,2 = 7,98 \text{ м};$$

е) расположения заднего лонжерона:

$$x_{л2} = 0,05L_{\phi} = 0,05 \cdot 53,2 = 2,66 \text{ м};$$

(расстояние между лонжеронами $\Delta x_{л} = 0,1L_{\phi} = 0,1 \cdot 53,2 = 5,32 \text{ м}$).

1.1.4. Расчётные значения масс агрегатов и оборудования (берем из центровочной ведомости самолёта):

а) масса фюзеляжа: $m_{\phi} = 0,11 \cdot m_0 = 15371 \text{ кг};$

б) масса оборудования: $m_{o\delta} = 0,1 \cdot m_0 = 13974 \text{ кг};$

в) масса экипажа: $m_{эк} = 1219,2 \text{ кг};$

- з) масса носовой опоры шасси: $m_{нш} = 0,005 \cdot m_0 = 699$ кг
 д) масса всех главных опор шасси: $m_{зл.ш} = 0$
 (в схеме самолёта главные опоры шасси крепятся к крылу и при расчёте фюзеляжа масса всех главных опор шасси будет отсутствовать);
 е) масса оперения (ГО+ВО): $m_{оп} = 0,025 \cdot m_0 = 3494$ кг.

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:

$$q_{\phi i}^p = \frac{m_{\phi} \cdot n_{\phi i}^3 \cdot f}{S_{\delta. \phi}} \cdot H_{\phi i} = \frac{15371 \cdot 1,8}{189,9} \cdot n_{\phi i}^3 \cdot H_{\phi i} = 145,7 \cdot n_{\phi i}^3 \cdot H_{\phi i}; \left[\frac{\text{даН}}{\text{м}} \right]$$

где:

m_{ϕ} - масса фюзеляжа (кг);

$S_{\delta. \phi}$ - площадь боковой проекции фюзеляжа (м^2);

$S_{\delta. \phi} \approx 0,7 \cdot L_{\phi} \cdot d_{\phi} = 0,7 \cdot 53,2 \cdot 5,1 = 189,9 \text{ м}^2$;

$f = 1,8$ - 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:

$$q_{\phi i}^p = \frac{m_{об} \cdot n_{\phi i}^3 \cdot f}{S_{\delta. \phi}} \cdot H_{\phi i} = \frac{13974 \cdot 1,8}{189,9} \cdot n_{\phi i}^3 \cdot H_{\phi i} = 132,4 \cdot n_{\phi i}^3 \cdot H_{\phi i}; \left[\frac{\text{даН}}{\text{м}} \right]$$

где $m_{об}$ - масса оборудования (кг).

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

$$q_{\phi i}^p = \frac{m_{кн} \cdot n_{\phi i}^3 \cdot f}{S_{зр.от}} \cdot d_{\phi} = \frac{3112,5 \cdot 1,8}{176,4} \cdot 5,1 \cdot n_{\phi i}^3 = 1619,5 \cdot n_{\phi i}^3; \left[\frac{\text{даН}}{\text{м}} \right]$$

где:

$m_{кн}$ - масса коммерческой нагрузки (кг): $m_{кн} = 3112,5$ кг;

d_{ϕ} - диаметр фюзеляжа (м): $d_{\phi} = 5,1$ м;

$S_{зр.от}$ - площадь боковой проекции грузового отсека (м^2):

$S_{зр.от} \approx (0,6 \dots 0,7) \cdot L_{\phi} \cdot d_{\phi} = 0,65 \cdot 53,2 \cdot 5,1 = 176,4 \text{ м}^2$.

Суммарная распределённая нагрузка по длине фюзеляжа определяется зависимостью:

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

1.2.2. Расчётные нагрузки от сосредоточенных массовых и аэродинамических сил.

1.2.2.1. Расчётная нагрузка от массы экипажа:

$$m_{\text{ЭК}}^p = m_{\text{ЭК}} \cdot n_{\phi i}^3 \cdot f = 2194,6 \cdot n_{\phi i}^3 \quad [\text{даН}]$$

1.2.2.2. Расчётная нагрузка от массы носовой опоры шасси:

$$m_{\text{НШ}}^p = m_{\text{НШ}} \cdot n_{\phi i}^3 \cdot f = 1257,7 \cdot n_{\phi i}^3 \quad [\text{даН}]$$

1.2.2.3. Расчётная нагрузка от главных опор шасси:

$$m_{\text{ЭЛ}}^p = 0;$$

(расчётная нагрузка от главных опор шасси будет отсутствовать).

1.2.2.4. Расчётная нагрузка от массы оперения:

$$m_{\text{оп}}^p = m_{\text{оп}} \cdot n_{\phi i}^3 \cdot f = 6288,3 \cdot n_{\phi i}^3 \quad [\text{даН}]$$

1.2.2.5. Расчётная нагрузка от массы коммерческой нагрузки:

$$m_{\text{КН}}^p = m_{\text{КН}} \cdot n_{\text{max}}^3 \cdot f = 128805,8; \quad [\text{даН}]$$

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

$$n_{\phi i}^3 = n_{\text{max}}^3 - \frac{Y_{z0}^3}{m_0} \pm \frac{Y_{Mz0}^3}{m_0} \pm \varepsilon \cdot x_i$$

$$n_{\phi i}^3 = 2,3 - \frac{2828,6}{139740} - \frac{-20893,2}{139740} \pm -0,0422 \cdot x_i = 2,13 \pm -0,0422 \cdot x_i$$

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

1.2.3.1. Уравновешивающая аэродинамическая нагрузка, действующая на ГО - Y_{z0}^3 :

$$Y_{z0}^3 = m_z \cdot \frac{\rho_H \cdot V_{\text{кр}}^2}{2} \cdot S_{\text{кр}} \cdot \frac{b_a}{L_{z0}}$$
$$Y_{z0}^3 = 0,05 \cdot \frac{0,037 \cdot 255,56^2}{2} \cdot 205,5 \cdot \frac{5,438}{23,94} = 2828,6 \quad [\text{даН}]$$

где:

m_z - коэффициент момента крыла, зависящий от L_{z0} :

$$m_z \approx 0,045 \dots 0,055 \approx 0,05;$$

ρ_H - плотность воздуха на расчетной высоте:

$$\rho_H = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{H_p}{44,308}\right)^{4,2553} = 0,037$$

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

$V_{\text{кр}} = 920$ км/ч = 255,56 м/с - крейсерская (рабочая) скорость полета;

$$b_a = \frac{2}{3} b_0 \frac{1 + \eta + \eta^2}{\eta \cdot (1 + \eta)} = 5,438 \text{ м} - \text{средняя аэродинамическая хорда крыла};$$

$L_{z0} = 23,94 \text{ м}$ - плечо горизонтального оперения.

1.2.3.2. Маневренная аэродинамическая нагрузка Y_{M20} :

$$Y_{M20}^z = \pm k \cdot n_{\max}^z \cdot \frac{m_0}{S_{кр}} \cdot S_{z0} = -0,28 \cdot 2,3 \cdot \frac{139740}{205,5} \cdot 51,38 = -20893,2 \text{ [даН]}$$

где:

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

$S_{кр} = 205,5 \text{ м}^2$ - площадь крыла;

$S_{z0} = 51,38 \text{ м}^2$ - площадь горизонтального оперения.

1.2.3.2. Вращательная перегрузка:

$$n_{\text{увр}}^z = \varepsilon \cdot x_i$$

x_i - расстояние от центра масс самолета до рассматриваемого сечения;

ε - угловое ускорение:

$$\varepsilon = \frac{Y_{M20}^z \cdot L_{z0}}{I_z} = \frac{-20893,2 \cdot 23,94}{11864932,1} = -0,0422$$

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

$$I_z \approx (0,026 \dots 0,03) \cdot L_{\phi}^2 \cdot m_0 = 0,028 \cdot 53,2^2 \cdot 139740 = 11864932,1.$$

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:

$$\sum M_{z \text{ П.Л}} = 0 ;$$

$$R_2^p = 1,5 \cdot (m_{\phi}^p + m_{об}^p + m_{кн}^p) + 5,5 \cdot m_{оп}^p + 6 \cdot Y_{z0}^p - 6 \cdot Y_{M20}^p - 2,5 \cdot (m_{эк}^p + m_{нш}^p);$$

$$R_2^p = 729576,3 \text{ [даН/м]}$$

Здесь:

$$Y_{z0}^p = Y_{z0}^z \cdot f = 5091,5 \text{ [даН]}$$

$$Y_{M20}^p = Y_{M20}^z \cdot f = -37607,7 \text{ [даН]}$$

реакция R_2 направлена вверх.

1.3.2. Аналогично для заднего лонжерона:

$$\sum M_{z3.l} = 0 ;$$

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

$$R_1^p = 412582,4 \text{ [дан/м]}$$

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

$$\Delta x = \frac{L_{\phi}}{n} = 2,66 \text{ [м]}.$$

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:

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

$$\text{Далее определяем: } Q_{срi}^p = \frac{Q_i^p + Q_{i+1}^p}{2} ;$$

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

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).

Определение суммарной распределенной нагрузки по длине фюзеляжа

Таблица 2

N^o сеч	x_i	εx_i	$n^3_{\phi i}$	$H_{\phi i}$	$n^3_{\phi i} H_{\phi i}$	$q^p_{\phi i}$	$q^p_{од i}$	$q^p_{кн i}$	$q^p_{\Sigma i}$
				м		даН/м	даН/м	даН/м	даН/м
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	26,6	-1,121	1,009	0	0	0	0	0	0
1	23,94	-1,009	1,121	2	2,2420	326,6	296,9	0	623,6
2	21,28	-0,897	1,233	3	3,6995	538,9	490,0	0	1028,9
3	18,62	-0,785	1,345	4,1	5,5157	803,5	730,5	2178,7	3712,7
4	15,96	-0,673	1,457	4,6	6,7042	976,7	887,9	2360,3	4224,9
5	13,3	-0,561	1,570	4,9	7,6909	1120,4	1018,6	2541,9	4680,9
6	10,64	-0,449	1,682	5,1	8,5767	1249,5	1135,9	2723,5	5108,9
7	7,98	-0,336	1,794	5,1	9,1486	1332,8	1211,6	2905,1	5449,5
8	5,32	-0,224	1,906	5,1	9,7205	1416,1	1287,4	3086,7	5790,2
9	2,66	-0,112	2,018	5,1	10,2923	1499,4	1363,1	3268,3	6130,8
10	0	0,000	2,130	5,1	10,8642	1582,7	1438,8	3449,9	6471,5
11	2,66	0,112	2,242	5,1	11,4361	1666,0	1514,6	3631,5	6812,2
12	5,32	0,224	2,355	5,1	12,0080	1749,4	1590,3	3813,2	7152,8
13	7,98	0,336	2,467	5,1	12,5799	1832,7	1666,1	3994,8	7493,5
14	10,64	0,449	2,579	5,1	13,1518	1916,0	1741,8	4176,4	7834,1
15	13,3	0,561	2,691	4,9	13,1855	1920,9	1746,3	4358,0	8025,1
16	15,96	0,673	2,803	4,4	12,3335	1796,8	1633,4	4539,6	7969,8
17	18,62	0,785	2,915	3,6	10,4947	1528,9	1389,9	0	2918,8
18	21,28	0,897	3,027	2,7	8,1738	1190,8	1082,5	0	2273,3
19	23,94	1,009	3,139	1,6	5,0231	731,8	665,3	0	1397,0
20	26,6	1,121	3,252	0	0	0	0	0	0

Определение Q и M по длине фюзеляжа

Таблица 2 (продолжение)

N° сеч	m^p_i	R^p_i	q_{cp}	Δx	ΔQ^p_i	Q^p_i	Q^p_{cpi}	ΔM^p_{zi}	M^p_{zi}	
	даН	даН/м	даН/м	м	даН	даН	даН	даНм	даНм	
	11	12	13	14	15	16	17	18	19	
0			311,8	2,66	829,3	2666,4	2251,8	5989,7	0	
1			826,2	2,66	2197,8	1837,1	738,2	1963,6	-5989,7	
2	2706,2 1550,9		2370,8	2,66	6306,4	<u>-360,7</u> -4617,8	-7771,0	-20670,8	-7953,3	
3			3968,8	2,66	10557,0	-10924,2	-16202,7	-43099,1	12717,5	
4			4452,9	2,66	11844,7	-21481,2	-27403,5	-72893,4	55816,6	
5			4894,9	2,66	13020,4	-33325,9	-39836,1	-105964,0	128710,0	
6			5279,2	2,66	14042,7	-46346,3	-53367,6	-141957,8	234674,0	
7		412582,4	5619,9	2,66	14948,8	<u>-60388,9</u> -472971,3	-	480445,8	-1277985,7	376631,9
8			5960,5	2,66	15855,0	-487920,2	-495847,7	-1318954,8	1654617,6	
9		729576,3	6301,2	2,66	16761,1	<u>-503775,1</u> 225801,2	217420,6	578338,8	3599301,7	
10			6641,8	2,66	17667,3	209040,0	200206,4	532549,0	3020962,9	
11			6982,5	2,66	18573,4	191372,8	182086,0	484348,9	2488413,9	
12			7323,2	2,66	19479,6	172799,3	163059,5	433738,3	2004065,0	
13			7663,8	2,66	20385,8	153319,7	143126,8	380717,4	1570326,7	
14			7929,6	2,66	21092,8	132934,0	122387,5	325550,9	1189609,3	
15			7997,4	2,66	21273,2	111841,1	101204,5	269204,1	864058,4	
16			5444,3	2,66	14481,8	90567,9	83327,1	221650,0	594854,3	
17			2596,0	2,66	6905,5	76086,2	72633,4	193204,9	373204,4	
18			1835,2	2,66	4881,5	69180,7	66739,9	177528,2	179999,4	
19	37607,7 19741,9 5091,5		698,5	2,66	1858,1	<u>64299,2</u> 1858,1	929,0	2471,2	2471,2	
20						0			0	

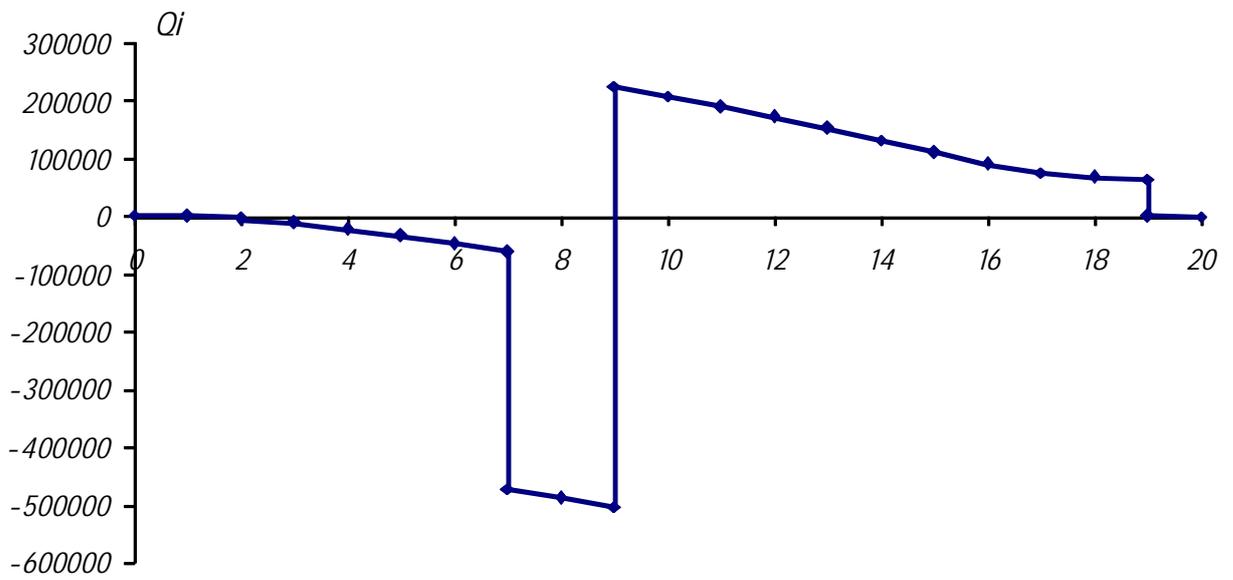


Рис.1. Эпюра перерезывающих сил Q_i^P

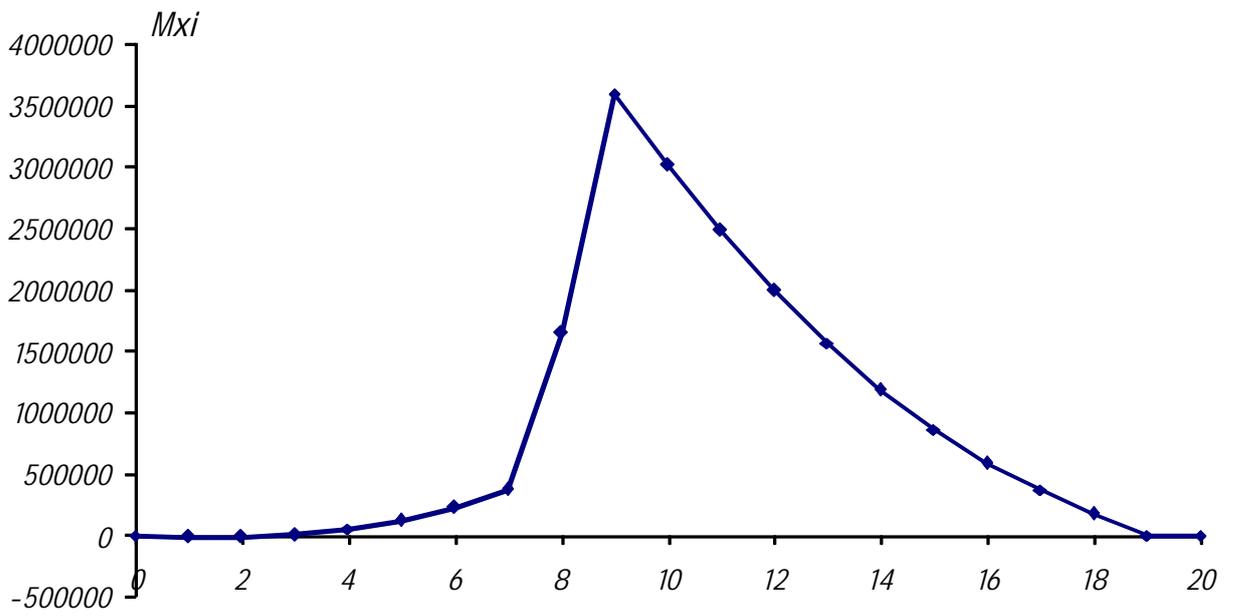


Рис.2. Эпюра изгибающих моментов M_{zi}^P

2. Проектировочный расчёт фюзеляжа на прочность.

(фюзеляж балочно-стрингерной конструктивной схемы)

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

$H_{св}^H = H_{св}^B = 0,3 \cdot d_\phi = 1,53 \text{ м}$ - высота верхнего и нижнего сводов

$H_{ср} = 0,7 \cdot d_\phi = 3,57 \text{ м}$ - средняя высота между сводами

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:

$$P_{св}^B = P_{св}^H = \frac{M_z^p}{H_{ср}} = \frac{3599301,7}{3,57} = 1008208 \text{ [даН]}$$

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:

$$F_{пр}^B = \frac{P_{св}^B}{\sigma_B} = \frac{1008208}{44} = 22913,8 \text{ мм}^2$$

В первом приближении эту площадь распределяем между обшивкой и стрингерами:

$$F_{одш}^B = 0,55 \cdot F_{пр}^B = 12602,6 \text{ мм}^2$$

$$F_{стр}^B = 0,45 \cdot F_{пр}^B = 10311,2 \text{ мм}^2$$

4.1. Тогда толщина обшивки верхнего свода будет равна

$$\delta_{одш}^B = \frac{F_{одш}^B}{I_{св}^B} = \frac{F_{одш}^B}{1,16 \cdot d_\phi} = \frac{12602,6}{1,16 \cdot 5100} = 2,1 \text{ мм}$$

Если принять шаг стрингеров $t_{стр}=186\text{мм}$, можно определить сечение одного стрингера:

$$f_{стр}^B = \frac{F_{стр}^B}{n_{стр}} = \frac{F_{стр}^B}{I_{стр}^B / t_{стр}} = \frac{10311,2}{5916 / 186} = 324,2 \text{ м}^2$$

Для данного значения площади стрингера выбираем из нормалей подходящих профилей.

Принимаем профиль стрингера Пр100-14:

$$f = 3,457 \text{ см}^2; \delta = 4 \text{ мм}; H=B = 45 \text{ мм}.$$

Приведенная площадь сечения нижнего свода

$$F_{np}^H = \frac{P_{св}^H}{\sigma_{кр}} = \frac{1008208}{0,8 \cdot 44} = 28642 \text{ мм}^2$$

$\sigma_{кр}$ - критическое напряжение сжатия

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

$$\delta_{обш}^H = \frac{0,55 \cdot F_{np}^H}{I_{св}^H} = \frac{F_{обш}^H}{1,16 \cdot d_{\phi}} = 2,7 \text{ мм}$$

$$f_{стр}^H = \frac{0,45 \cdot F_{np}^H}{n_{стр}} = \frac{F_{стр}^H}{I_{стр}^H / t_{стр}} = 405,2 \text{ мм}^2$$

Принимаем профиль стрингера Пр100-15:
 $f = 4,277 \text{ см}^2$; $\delta = 5 \text{ мм}$; $H=B = 45 \text{ мм}$.

4.3. Толщина обшивки доковин фюзеляжа.

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

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

$$\delta_{обш}^{\delta} = \frac{1}{2} \cdot \frac{Q_i^p / H_{ср}}{\tau_{кр}} = 0,5 \cdot \frac{Q_i^p}{\tau_{кр} \cdot H_{ср}} = 0,5 \cdot \frac{503775,1}{24,29 \cdot 3570} = 2,9 \text{ мм}$$

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

$$\tau_{кр} \approx 0,92 \cdot \tau_{в} = 24,29 \text{ кг/мм}^2$$

$$\tau_{в} \approx 0,6 \cdot \sigma_{в} = 26,4 \text{ кг/мм}^2$$

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.

$$\delta_{эф} = \delta_0 + \frac{n_{стр\Sigma} \cdot f_{стр}}{\pi \cdot d_{\phi}} ; \quad \text{Здесь: } n_{стр\Sigma} = \frac{\pi \cdot d_{\phi}}{t_{стр}} = \frac{3,14 \cdot 5,1}{186} = 86$$

где: $\delta_{эф}$ - толщина обшивки

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

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

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

$$\delta_{\text{эф}}^{\sigma} = 3599301700 / (3,14 \cdot 2550^2 \cdot 39,6) = 4,6 \text{ мм}$$

$$\delta_{\text{эф}}^{\tau} = 503775,1 / (3,14 \cdot 2550 \cdot 24,2) = 2,6 \text{ мм}$$

где: r_{ϕ} - радиус фюзеляжа

$$[\sigma] \approx 0,9 \cdot \sigma_B; \quad [\tau] \approx 0,55 \cdot \sigma_B;$$

Принимается $\delta_{\text{эф}} = \max \{ \delta_{\text{эф}}^{\sigma}; \delta_{\text{эф}}^{\tau} \} = 4,6 \text{ мм}$.

Тогда средняя толщина обшивки и сечение стрингера:

$$\delta_0 = 0,5 \cdot \delta_{\text{эф}} = 0,5 \cdot 4,6 = 2,3 \quad f_{\text{стр}} = \frac{\pi \cdot d_{\phi} (\delta_{\text{эф}} - \delta_0)}{n_{\text{стр}}} = \frac{\pi \cdot r_{\phi} \cdot \delta_{\text{эф}}}{n_{\text{стр}}};$$

$$f_{\text{стр}} = \frac{\pi \cdot d_{\phi} (\delta_{\text{эф}} - \delta_0)}{n_{\text{стр}}} = \frac{\pi \cdot r_{\phi} \cdot \delta_{\text{эф}}}{n_{\text{стр}}} = \frac{3,14 \cdot 2550 \cdot 2,3}{86} = 414,5 \text{ мм}^2;$$

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

Принимаем профиль стрингера Пр100-15:

$$f = 4,277 \text{ см}^2; \quad \delta = 5 \text{ мм}; \quad H=V = 45 \text{ мм}.$$

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

$$M_{\text{кр}} = Y_{\text{мво}}^p \cdot y_{\text{ц.ж.ф.}}; \quad M_{\text{кр}} = 1415405330 \text{ даН}\cdot\text{мм}$$

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

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

$$Y_{\text{мво}}^p = 0,37 \cdot f \cdot \frac{\rho_H \cdot V_{\text{кр}}^2}{2} \cdot S_{\text{во}} = 0,37 \cdot 2 \cdot \frac{0,037 \cdot 255,56^2}{2} \cdot 32,88 = 29487,6 \text{ даН}$$

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

Величина толщины обшивки фюзеляжа δ_0 должна удовлетворять следующему условию:

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

$$\delta_0 \geq 1415405330 / (2 \cdot 81712825 \cdot 24,2) = 1,4 \text{ мм}$$

где: $\omega = \pi \cdot r_{\phi}^2 = 81712825 \text{ мм}^2$ - площадь поперечного сечения фюзеляжа.

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

$$\delta_0 \geq \frac{p_u^p \cdot r_\phi}{2 [\tau]} = \frac{2,16 \cdot 255}{2 \cdot 3960} \approx 0,07 \text{ см} = 0,7 \text{ мм};$$

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

$$p_u^p \approx 1,2 \cdot p_u^3 \cdot f = 1,2 \cdot 0,6 \cdot 3 = 2,16;$$

$$p_u^3 - \text{избыточное эксплуатационное давление: } p_u^3 = 0,6 \left[\frac{\text{даН}}{\text{см}^2} \right];$$

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

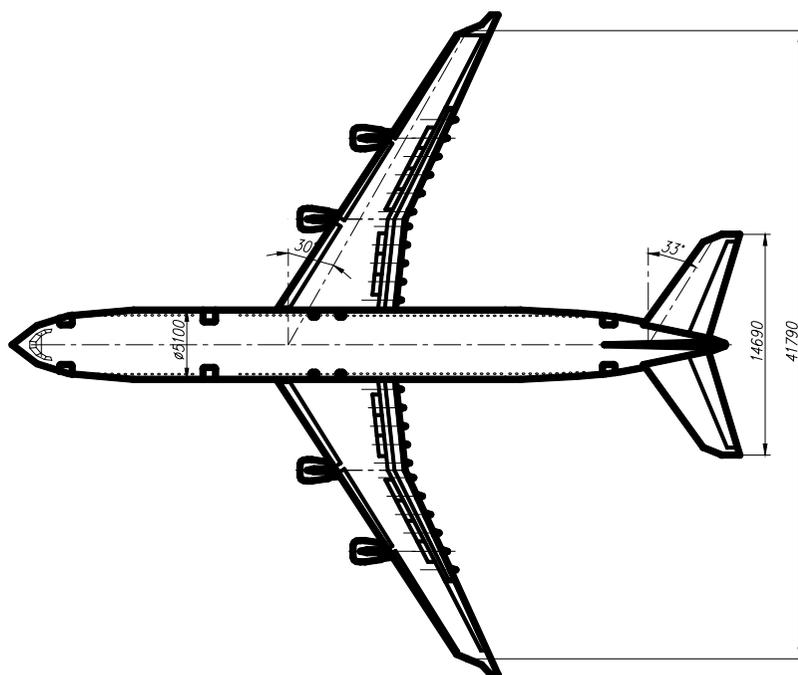
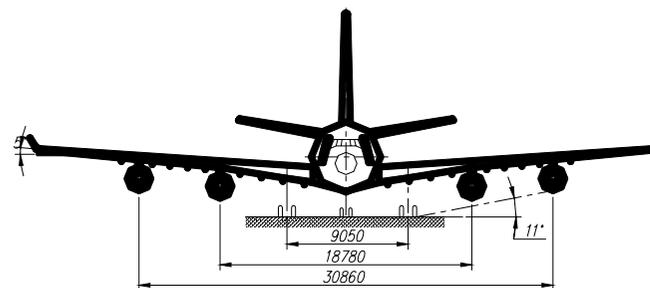
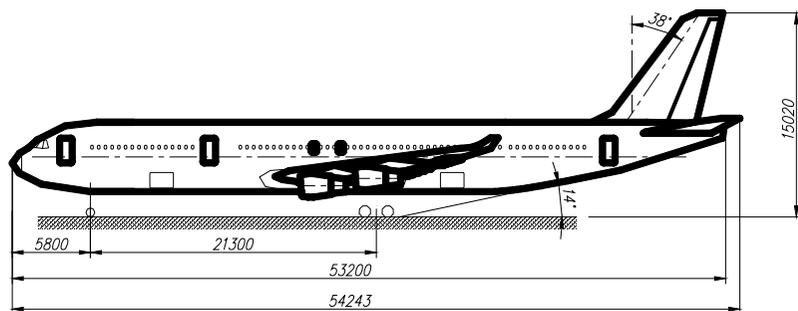
Таким образом, в качестве расчетного значения выбирается наибольшее значение толщины обшивки из определенных выше способов.

Принимаем толщину обшивки, равную 3,0 мм.

СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

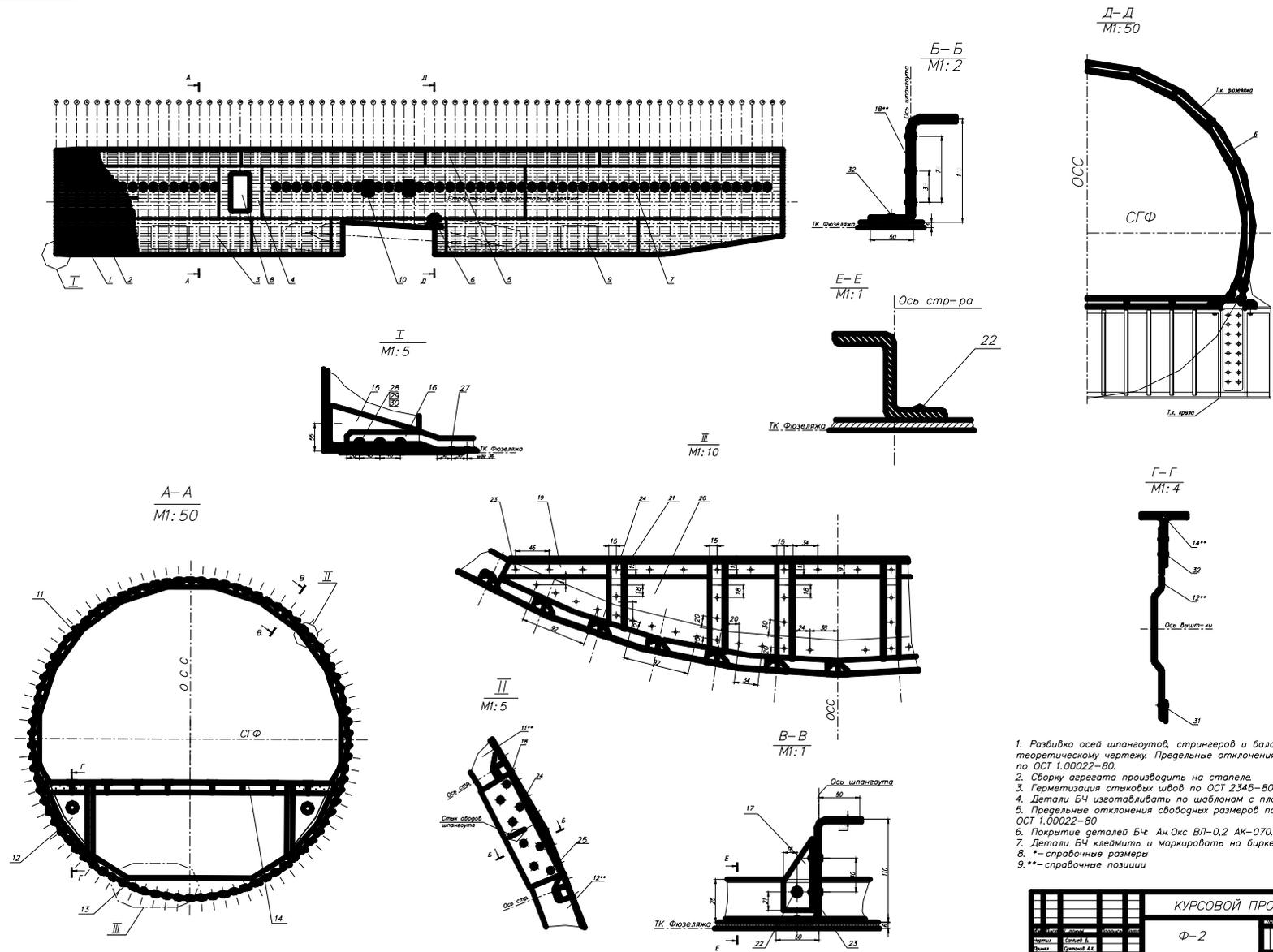
- 1. Стригунов В.М. "Расчет самолета на прочность", М., "Машиностроение", 1984г.*
- 2. Шульженко М.Н. "Конструкция самолетов", М., "Машиностроение", 1971г.*
- 3. Житомирский Г.И. "Конструкция самолетов", "Машиностроение", 1995г.*
- 4. Миртов К.Д. и др., Сборник задач по "Конструкция и прочность самолетов и вертолетов", М. "Транспорт", 1972г.*
- 5. Методические указания по выполнению курсового проекта по дисциплине: «Проектирование конструкций самолетов». А.Х.Султанов, А.Х.Якубов. ТГАИ. 2004г.*

Форм.	Зона	Поз.	Обозначение	Наименование	Кол.	Прим
				<u>Документация</u>		
				Сборочный чертеж		
				Сборочные узлы		
		1		Шпангоут	70	
		2		Балка пола	6	
		3		Панель обшивки	4	
		4		Панель обшивки	8	
		5		Панель обшивки	3	
		6		Силовой шпангоут	4	
		7		Иллюминатор	124	
		8		Дверь пассажирская	2	
		9		грузовой люк	4	
		10		аварийный люк	4	
				Детали		
		11		Обод шп-а верхний	70	Д16АТл3
		12		Стенка	140	Д16АТл2.5
		13		Обод шп-та нижний	70	Д16АТл3
		14		Балка пола	4	Д16Т ПР315-8
		15		Стыковой фитинг	86	ВТ-22
		16		Стрингер	86	Д16Т пр100-15
		17		Кница	2600	Д16АТ л2,0
		18		Накладка стыковая	160	Д16АТ л2
		19		Полка	23	Д16Тпр102-15
КУРСОВОЙ ПРОЕКТ						
Изм	Лист	N документа	Подпись	Дата	Формат	Лист
Чертил	Самиев Б.				А3	1
Принял	Султанов АХ					2
Ф-2				ТГТУ гр.129-11		



№п/п	Основные характеристики	Обозн	Ед. изм.	Величина
1	Скорость максимальная	V _{Макс}	км/ч	980
2	Скорость крейсерская	V _{кр}	км/ч	903
3	Скорость посадочная	V _{зп}	км/ч	260
4	Дальность полета	L _п	км	8400
5	Потолок практический	H	м	11000
6	Длина разбега	L _{разб}	м	2144
Весовые характеристики				
7	Масса взлетная	m ₀	т	139,74
8	Удельная нагрузка на крыло	ρ ₀	кг/м ²	980
9	Число пассажиров	N _{пасс}	чел.	262
Геометрические характеристики				
10	Площадь крыла	S _{кр}	м ²	205,5
11	Удлинение крыла	λ		8,5
12	Сужение крыла	τ		3,5
13	Площадь ГО	S _{го}	м ²	51,38
14	Площадь ВО	S _{во}	м ²	32,88
Силовая установка				
15	Тип и количество двигателей	ТРДД	шт.	4
16	Стартовая тяга двигателя	P ₀₁	т	8

				КУРСОВОЙ ПРОЕКТ			
				Общий вид самолета			
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	Лит.	Масса	Масшт.
Чертил		Самиев Б.			у	139740 кг.	1:300
Принял		Султанов А.Х.			Лист 1	Листов 1	
				ТГТУ гр.129-11			



1. Разбивка осей шпангоутов, стрингеров и балок по теоретическому чертежу. Предельные отклонения ТК по ОСТ 1.00022-80.
2. Сборку агрегата производить на стале.
3. Герметизация стыковых швов по ОСТ 2345-80
4. Детали Б4 изготавливать по шаблону с плаза.
5. Предельные отклонения свободных размеров по ОСТ 1.00022-80
6. Покрытие деталей Б4 Ан.Окс ВЛ-0,2 АК-070.
7. Детали Б4 клеить и маркировать на бирке по ОПИ-Б3.
8. * - справочные размеры
9. ** - справочные позиции

КУРСОВОЙ ПРОЕКТ			
И.И.И.	И.И.И.	И.И.И.	И.И.И.
И.И.И.	И.И.И.	И.И.И.	И.И.И.
И.И.И.	И.И.И.	И.И.И.	И.И.И.
Ф-2		15884	1:100
сборочный чертёж		ТГУУ в.р.129-11	