

*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 ЛА”

Выполнил:

*ст.гр. 122 - 12 А
Рахмонов П.*

Проверил:

ст.преп. Алиакбаров Д.Т.

Ташкент 2015

ОГЛАВЛЕНИЕ

стр.

<i>Анализ статистики, выбор схемы самолета и типа силовой установки</i>	<i>3</i>
<i>Определение взлетного веса самолета в первом приближении</i>	<i>7</i>
<i>Расчет геометрических параметров самолета</i>	<i>8</i>
<i>Проектировочный расчет крыла на прочность.....</i>	<i>11</i>
<i>Список использованной литературы.....</i>	<i>23</i>

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 пассажиров 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, что очень важно для пассажирских самолетов.

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 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 ТВВД. Расположение винтов под крылом является наиболее приемлемой схемой с аэродинамической и конструктивной точек зрения. А также такое расположение двигателей обеспечивает удобство монтажа и демонтажа двигателей, и легкий доступ ко всем агрегатам в процессе технического осмотра и обслуживания. Поток воздуха от винтов работающих двигателей оказывает благоприятный эффект на срывные характеристики крыла и повышает подъемную силу особенно при выпущенных закрылках, создавая своеобразную встроенную защиту от сваливания самолета.

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 самолете принята схема шасси трехопорное с передней опорой. Для самолетов, имеющих шасси с передней опорой, касание ВПП главными опорами не сопровождается неприятными последствиями. Под действием лобовых сил, возникающих на главных опорах, самолет опускает нос и становится на все опоры. В процессе этого движения уменьшается угол атаки и подъемная сила крыльев и, если амортизатор на опорах должным образом поглотил энергию самолета, самолет уже не имеет возможности оторваться от ВПП.

Вследствие этого для самолетов, имеющих шасси с передней опорой, стало возможным резко увеличить посадочную скорость не только на военных, но и на пассажирских самолетах. Самолеты, имеющие схему шасси с передней опорой, устойчивы на разбеге и пробеге.

Помимо этого такие самолеты обладают рядом следующих дополнительных преимуществ:

- более простой техникой пилотирования на разбеге посадке и пробеге;
- улучшенным обзором из кабины летчика на разбеге, пробеге и при маневрировании, так как фюзеляж самолета занимает горизонтальное или близкое к нему положение;
- возможность совершать посадку с планирования без участков выравнивания и выдерживания.

После выбора схемы самолета его компоновка делается в чертежах.

Таблица статистических данных

Таблица 1.

№	Основные данные	Обозн.	Ед. изм.	Наименование самолета. Год выпуска.				Проектурный самолет
				Ил-114 1992г	Ан-24 1968г	Кон-вер54 1962г	SAAB 2000 1992г	
1.	Взлетная масса	m_0	T	23,5	23	24,1	21	14,392
2.	Мах. пассажиров	$N_{\max}^{\text{пас}}$	чел.	60	52	45	52	42
3.	Мах. коммерческая нагрузка	m_{\max}^{KH}	T	6,5	5,5	5,3	6,2	4,987
4.	Расчётная дальность с $m_{\text{к}}$	L_p	км	860	1000	1510	1850	900
5.	Крейсерская скорость	$V_{\text{кр}}$	км/ч	500	460	506	670	500
6.	Пустая масса самолёта	$m_{\text{пуст}}$	T	13,7	13,4	15,4	11,4	8,4
7.	Масса топлива на L_p	m_T	T	1,3	2,0	3,7	3,3	1,88
8.	Двигатель/кол-во	$n_{\text{дв}}$	шт	ТВД/2	ТВД/2	ТВД/2	ТВД/2	ТВД/2
9.	Стартовая мощность	N_{01}	л.с.	2500	2500	2610	1654	1971
10.	Энерговооруженность	N_{01}	-	0.264	0.290	0.3	0.261	0.24
11.	Удельный расход топлива	C_e	кгт/кгч	0,34	0,31	0,4	0,33	0,35
12.	Скорость захода на посадку	$V_{3П}$	км/ч	190	180	187	200	190
13.	Длина разбега	$l_{\text{разб}}$	м	800	1000	1300	1200	800
14.	Площадь крыла	$S_{\text{кр}}$	м ²	78,64	74,98	85,5	55	59,23
15.	Размах крыла	$l_{\text{кр}}$	м	30	26	32	28	25,87
16.	Удельная нагрузка на крыло	p_0	кг/м ²	298,8	290	282	275	243
17.	Удлинение крыла	$\lambda_{\text{кр}}$	-	11,4	11,37	12,1	11,3	11,3
18.	Стреловидность крыла	$\chi_{1/4}$	град	0°	6°50'	4°	4°	0°
19.	Длина фюзеляжа	$l_{\text{ф}}$	м	26,2	23,53	24,84	26,0	22,1
20.	Площадь ГО	$S_{\text{го}}$	м ²	22,4	17,23	24,3	15,6	13,03
21.	Площадь ВО	$S_{\text{во}}$	м ²	14,6	13,38	15,8	10,2	9,48

Определение взлетного веса самолета в первом приближении.

Взлетная масса проектируемого самолёта в первом приближении равна:

$$m_0^I = \frac{m_{кн} + m_{сл.н}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_{од.упр.} + \bar{m}_m)}$$

где: $m_{\text{эф}}$ - масса коммерческой нагрузки; $m_{\text{п.эф}}$ - масса служебной нагрузки; $\bar{m}_{\text{эф}}$ - относительная масса конструкции планера; $\bar{m}_{\text{п.о}}$ - относительная масса силовой установки; $\bar{m}_{\text{а.о.д}}$ - относительная масса оборудования и управления; \bar{m}_o - относительная масса топлива.

Зададимся:

$$\bar{m}_{\text{эф}} = 0,29; \bar{m}_{\text{п.о}} = 0,1; \bar{m}_{\text{а.о.д}} = 0,1$$

$$m_{кн} = 1,25 \cdot (75+20) \cdot N_n = 4987,5 \text{ кг}$$

$$N_n = 42 - \text{число пассажиров}$$

$$m_{сл} = 80N_{\text{эк}} + 1,6N_n = 80 \cdot 5 + 1,6 \cdot 42 = 467,2 \text{ кг}$$

$$N_{\text{эк}} = N_{\text{лпс}} + N_{\text{дп}} + 1 = 2 + 2 + 1 = 5$$

$$N_{\text{лпс}} = 2 - \text{летно-подъемный состав}$$

$$N_{\text{дп}} = 1 - \text{количество бортопроводниц}$$

$$N_{\text{дп}} = N_n / 35 = 42 / 35 \approx 2$$

Для самолета МВЛ:

Относительная масса топлива:

$$\bar{m}_m = \frac{1,3 \cdot L_p \cdot C_e}{270 \cdot \eta_g \cdot K}$$

$$\bar{m}_o = \frac{1,3 \cdot 900 \cdot 0,35}{270 \cdot 0,77 \cdot 15} = 0,131$$

где: $L_p = 900$ км.- расчетная дальность полёта, $K=15$ - аэродинамическое качество, $\eta_g = 0,77$ - КПД винта ТВД, $C_e = 0,35$ - удельный расход топлива турбовинтового двигателя.

Взлетная масса в первом приближении равна:

$$m_0^I = \frac{m_{кн} + m_{сл}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_{од.упр} + \bar{m}_T)};$$
$$m_0^I = \frac{4987,5 + 467,2}{1 - (0,29 + 0,1 + 0,1 + 0,131)} = 14392 \text{ ёã}$$

Определение геометрических размеров основных сборочных единиц.

1. Выбор параметров крыла.

Основными параметрами крыла являются:

$S_{кр}$ – площадь, $L_{кр}$ – размах крыла.

На основании анализа статистических данных самолетов прототипов выбираются:

$\lambda_{кр}$ – удлинение = 11,3.

χ – стреловидность = 0°.

$\eta_{кр}$ – сужение = 2,5

Площадь крыла можно определить по формуле:

$$S_{\text{эо}} = \frac{m_0}{\delta_0} = \frac{14392}{243} = 59,23 \text{ м}^2$$

где: p_0 – удельная нагрузки на 1 м² крыла при взлете.

$$\delta_0 = 10 \sqrt[3]{m_0} = 10 \cdot \sqrt[3]{14392} = 243 \text{ кг} / \text{м}^2$$

Тогда для крыла проектируемого самолета можно определить.

$$L_{\text{эо}} = \sqrt{\lambda_{\text{эо}} \cdot S_{\text{эо}}} = \sqrt{11,3 \cdot 59,23} = 25,87 \text{ м}$$

$$\text{Концевая хорда: } b_{\text{эо}} = \frac{2 \cdot S_{\text{эо}}}{L_{\text{эо}}(1 + \eta_{\text{эо}})} = \frac{2 \cdot 59,23}{25,87 \cdot (1 + 2,5)} = 1,31 \text{ м}$$

$$\text{Корневая хорда: } b_0 = \eta_{\text{эо}} \cdot b_{\text{эо}} = 2,5 \cdot 1,31 = 3,28 \text{ м}$$

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

$$L_{\text{зк}} = 0,65 \cdot L_{\text{кр}} = 0,65 \cdot 25,87 = 16,8 \text{ м}$$

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

$$b_{\text{зк}} = (0,3 \dots 0,35) \cdot b_{\text{кр}}$$

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

$$S_{\text{эл}} = 0,06 \cdot S_{\text{кр}} = 0,06 \cdot 59,23 = 3,55 \text{ м}^2$$

Размах элеронов определяет выбранное значение размаха закрылков.

$$L_{\text{эл}} = 0,25 \cdot L_{\text{кр}} = 0,25 \cdot 25,87 = 6,47 \text{ м}$$

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

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

2. Выбор параметров фюзеляжа.

Потребный диаметр фюзеляжа можно определить формуле:

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

фюзеляжа

B - ширина кресла, $B=440$ мм;

n_1 - количество кресел в ряду, $n_1=4$;

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

n_2 - количество подлокотников в ряду, $n_2=6$;

h - ширина прохода: при $N_{\text{пасс}} < 300$ $h = 510$ мм;

n_3 - количество проходов, $n_3=1$;

a - толщина стенок, $a=85$ мм;

c - зазор до стенки, $c=30$ мм.

$$B_{\phi} = D_{\phi} = 440 \cdot 4 + 50 \cdot 6 + 510 \cdot 1 + 2 \cdot (85 + 30) = 2,81$$

Потребная длина пассажирской кабины определяется по формуле:

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

где $l_1 = 780$ мм – минимальное расстояние от плоскости передней перегородки кабины до первого ряда сидений;

$l_2 = 510$ мм – минимальное расстояние от плоскости задней перегородки кабины до переднего крепления последнего ряда сидений;

$i_{\text{ряд}} = 11$ – число рядов кресел;

$t = 810$ мм – шаг кресел.

$$l_{\text{гип.каб}} = l_1 + (i_{\text{ряд}} - 1) \cdot t + l_2 = 780 + (11 - 1) \cdot 810 + 510 = 9400 \text{ мм}$$

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:

$$l_{\text{н.ч.}} = 2800 \cdot 1,5 = 4200 \text{ мм}; \quad l_{\text{хв.ч.}} = 2800 \cdot 2,5 = 7000 \text{ мм.}$$

Длина фюзеляжа:

$$L_{\phi} = l_{\text{пас.каб}} + l_{\text{н.ч.}} + l_{\text{хв.ч.}} + l_{\text{баз.отс.}} = 9400 + 4200 + 7000 + 1500 = 22100 \text{ мм}$$

Удлинения фюзеляжа:

$$\lambda_{\phi} = 22100 / 2800 = 7,89$$

3. Выбор параметров оперения.

Основными параметрами оперения являются:

Площадь горизонтального оперения может составлять до 20...22% площади крыла.

$$S_{го} = 0,22 \cdot S_{кр} = 0,22 \cdot 59,23 = 13,03 \text{ м}^2$$

Площадь вертикального оперения может составлять до 15...17% площади крыла.

$$S_{во} = 0,16 \cdot S_{кр} = 0,16 \cdot 59,23 = 9,48 \text{ м}^2$$

Размах горизонтального оперения определяем по формуле:

$$L_{\hat{a}\hat{r}} = \sqrt{\lambda_{\hat{a}\hat{r}} \cdot S_{\hat{a}\hat{r}}} = \sqrt{5 \cdot 13,03} = 8,07 \text{ м}$$

Высота вертикального оперения определяем по формуле:

$$h_{\hat{a}\hat{r}} = \sqrt{\lambda_{\hat{a}\hat{r}} \cdot S_{\hat{a}\hat{r}}} = \sqrt{1,6 \cdot 9,48} = 3,89 \text{ м}$$

На основании анализа статистических данных самолетов прототипов имеем:

λ_{zo} - удлинение горизонтального оперения = 5.

$\lambda_{во}$ - удлинение вертикального оперения = 1,6.

Концевая хорда горизонтального оперения составляет:

$$b_{\hat{e}\hat{o}}^{\hat{a}\hat{r}} = \frac{2 \cdot S_{\hat{a}\hat{r}}}{L_{\hat{a}\hat{r}} (1 + \eta_{\hat{a}\hat{r}})} = \frac{2 \cdot 13,03}{8,07 \cdot (1 + 2)} = 1,08 \text{ м}$$

Корневая хорда горизонтального оперения составляет:

$$b_0^{\hat{a}\hat{r}} = \eta_{\hat{a}\hat{r}} \cdot b_{\hat{a}\hat{r}} = 2 \cdot 1,08 = 2,16 \text{ м}$$

Концевая хорда вертикального оперения составляет:

$$b_{\hat{e}\hat{o}}^{\hat{a}\hat{r}} = \frac{2 \cdot S_{\hat{a}\hat{r}}}{h_{\hat{a}\hat{r}} (1 + \eta_{\hat{a}\hat{r}})} = \frac{2 \cdot 9,48}{3,89 \cdot (1 + 2,5)} = 1,39 \text{ м}$$

Корневая хорда вертикального оперения составляет:

$$b_0^{\hat{a}\hat{r}} = \eta_{\hat{a}\hat{r}} \cdot b_{\hat{a}\hat{r}} = 2,5 \cdot 1,39 = 3,48 \text{ м}$$

Площадь рулевых поверхностей лежит в пределах 20...30% площади оперения:

$$S_{рго} = 0,25 \cdot 13,03 = 3,26 \text{ м}^2$$

$$S_{рво} = 0,25 \cdot 9,48 = 2,37 \text{ м}^2$$

Площади триммеров с серворулями обычно составляют 6...10% площади рулевых поверхностей:

$$S_{тр} = (0,06...0,1) \cdot S_p$$

Общую площадь оперения находим по формуле:

$$S_{оп} = S_{го} + S_{во} = 13,03 + 9,48 = 22,51 \text{ м}^2$$

На основании анализа статистических данных самолетов прототипов имеем:

χ_{zo} - стреловидность горизонтального оперения = 3° .

$\chi_{во}$ - стреловидность вертикального оперения = 30° .

Проектировочный расчет крыла на прочность

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВНЕШНИХ НАГРУЗОК, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА КРЫЛО.

1. 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 крыла

$$q_{ay\delta}^{\delta} = \frac{G_0 \cdot n_y^3 \cdot f}{L} (\bar{A}_n + \Delta\bar{A}_{\tilde{n}\delta}) = \frac{14392 \cdot 2,9 \cdot 1,5}{25,87} (\bar{A}_n + \Delta\bar{A}_{\tilde{n}\delta})$$
$$= 2420,0 \cdot (\bar{A}_n + \Delta\bar{A}_{\tilde{n}\delta}) \text{ (даН/м)},$$

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

где G_0 - взлетный вес самолета, $G_0=14392$ кг;
 n_y^3 - эксплуатационная перегрузка по оси У, $n_y^3=2,9$;
 f - коэффициент безопасности ($f=1,5$ для случая А);
 L - размах крыла, $L=25,87$ м;
 χ - угол стреловидности крыла в градусах по линии 1/4 хорд, $\chi=0^{\circ}$;
 $\Delta\bar{\Gamma}_{45}$ - изменение относительной циркуляции по размаху крыла при угле стреловидности.

2. Распределение массовых (инерционных) нагрузок по размаху крыла.

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

$$q_{кр}^p = \frac{G_{кр} \cdot n_y^3 \cdot f}{S} \cdot b_{сеч} = \frac{1439,2 \cdot 2,9 \cdot 1,5}{59,23} \cdot b_{\tilde{n}\delta} = 105,7 \cdot b_{\tilde{n}\delta} \text{ (даН/м)},$$

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

S - площадь крыла, $S=59,23$ м²;

$G_{кр}$ - вес крыла, $G_{кр}=0,1 \cdot G_0=0,1 \cdot 14392=1439,2$ кг;

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

$$q_m^p = \frac{G_m \cdot n_y^3 \cdot f}{S_{\delta}} \cdot b_{сеч.\delta l} = \frac{1885 \cdot 2,9 \cdot 1,5}{34,1} \cdot b_{\tilde{n}\delta.\delta} = 240,4 \cdot b_{\tilde{n}\delta.\delta} \text{ (даН/м)},$$

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

S_{δ} - площадь бака в плане, $S_{\delta}=34,1$ м²

$$S_{\delta\delta} = \frac{b_0 + b_{0,9}}{2} \cdot 0,45 \cdot 0,95 \cdot L_{\delta\delta} = \frac{3,28 + 1,507}{2} \cdot 0,45 \cdot 0,95 \cdot 25,87 = 34,1 \text{ м}^2;$$

G_m - вес топлива в рассматриваемом баке,

$G_m = m_m \cdot G_0 = 0,131 \cdot 14392 = 1885$ кг.

3. Построение эпюр перерезывающих сил и изгибающих моментов.

Построение эпюр 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:

$$R_{\phi}^p = \frac{1}{2} \cdot n_y^3 \cdot f \cdot (G_0 - G_{кр} - G_m - \sum_{i=1}^k G_{zpi}) =$$
$$= \frac{1}{2} \cdot 2,9 \cdot 1,5 \cdot (14392 - 1439,2 - 1885 - 1439,2 - 402,98) =$$
$$= 20065,0 \text{ даН}$$

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

$G_{cy} = \bar{m}_{но} \cdot G_0 = 0,1 \cdot 14392 = 1439,2$ кг (даН) – вес силовой установки, подвешенных к крылу;

$G_{осн.ш.} = \bar{m}_{ш.ос.} \cdot G_0 = 0,028 \cdot 14392 = 402,98$ кг (даН) – вес основных стоек шасси, расположенных в крыле,

$\bar{m}_{ш.ос.} = 0,028$ - относительная масса основных стоек шасси.

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

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

Нагрузка от сосредоточенных сил определяется так:

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

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:

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

Результаты вычислений заносятся в таблицу 2.

Определение перерезывающих сил и изгибающего момента

Таблица 2.

$\frac{2z}{L}$	\bar{F}_n	\bar{M}_{45}	$\bar{M}_{\theta\delta}$	\bar{A}_Σ	$b_{\text{сеч}}$	$Q_{\text{аэр}}$	$Q_{\text{кон}}$	$b_{\text{т.отс}}$	$Q_{\text{топл}}$	Q_Σ
–	–	–	–	–	м	даН/м	даН/м	м	даН/м	даН/м
0,0	1,3435	-0,30	-0,1867	1,1568	5,83	9240,22	1375,62	2,624	1829,75	6034,85
0,1	1,3298	-0,23	-0,1431	1,1867	5,409	9478,69	1276,28	2,434	1697,62	6504,79
0,2	1,2908	-0,15	-0,0933	1,1975	4,988	9564,78	1176,95	2,245	1565,49	6822,34
0,3	1,2228	-0,08	-0,0498	1,1730	4,567	9369,53	1077,61	2,055	1433,36	6858,56
0,4	1,1484	0,00	0,0000	1,1484	4,146	9172,86	978,27	1,866	1301,23	6893,36
0,5	1,0570	0,05	0,0311	1,0881	3,725	8691,30	878,93	1,676	1169,10	6643,27
0,6	0,9511	0,10	0,0622	1,0133	3,304	8093,92	779,60	1,487	1036,96	6277,36
0,7	0,8583	0,16	0,0996	0,9579	2,883	7650,88	680,26	1,297	904,83	6065,79
0,8	0,7430	0,17	0,1058	0,8488	2,462	6779,62	580,92	1,108	772,70	5426,00
0,9	0,59	0,15	0,0933	0,6833	2,041	5458,13	481,58	0,918	640,57	4335,98
1,0	0	0	0	0	1,62	0	382,25		0	-382,25

Определение перерезывающих сил и изгибающего момента

Продолжение таблицы 2.

$\frac{2z}{L}$	Q_{cp}	ΔZ	ΔQ_y^P	Q_y^P	$\sum G_{zpi}$	$Q_{y\ cp}^P$	ΔM_{xi}^P	M_x^P
–	даН/м	м	даН	даН	даН	даН	даН·м	даН·м
0,0				-356,55				80142,1
	2454,84	1,294	3175,33	-3531,88	20065,0	-1944,22	-2514,84	82657,0
0,1				16533,09				
	2439,36	1,294	3155,31	13377,78		14955,43	19344,85	63312,1
0,2				10327,48				
	2358,18	1,294	3050,30	7437,59	4006,7	11852,63	15331,37	47980,8
0,3				11444,32				
	2234,16	1,294	2889,89	8751,47		9440,96	12211,88	35768,9
0,4				2692,85				
	2081,83	1,294	2446,51	6304,96		10097,90	13061,63	22707,3
0,5				2197,98				
	1891,39	1,294	1934,74	4106,98		7528,22	9737,75	12969,5
0,6				1934,74				
	1699,25	1,294	1577,28	2172,24		5205,97	6733,92	6235,6
0,7				1577,28				
	1495,74	1,294	594,97	594,97		3139,61	4061,09	2174,5
0,8				594,97				
	1219,39	1,294	0,00	0,00		1383,61	1789,69	384,8
0,9				0,00				
	459,97	1,294	0,00	0,00		297,48	384,8	0
1,0				0,00				0

В таблице: $\bar{\Gamma}_\Sigma = \bar{\Gamma}_n + \Delta\bar{\Gamma}_{стр}$, Δz - длина участков, на которые разбивается полуразмах крыла.

Для каждого участка находят приращение перерезывающей силы:

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

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

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

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 $Q_{y\ \text{эп0}}^p$ 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 .

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

Зная величины Q_{yi}^p и M_{pxi}^p строим эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов по размаху крыла.

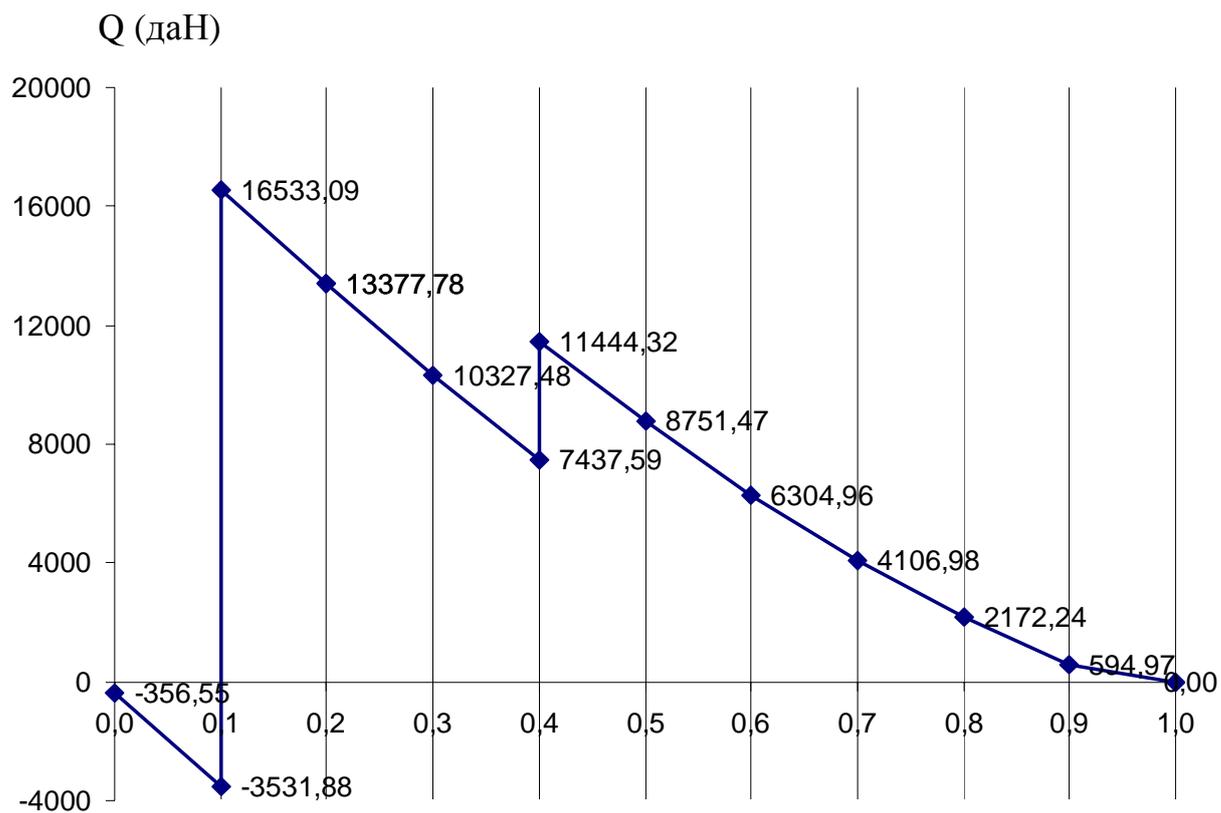


Рис. 1. Эпюра перерезывающих сил «Q»

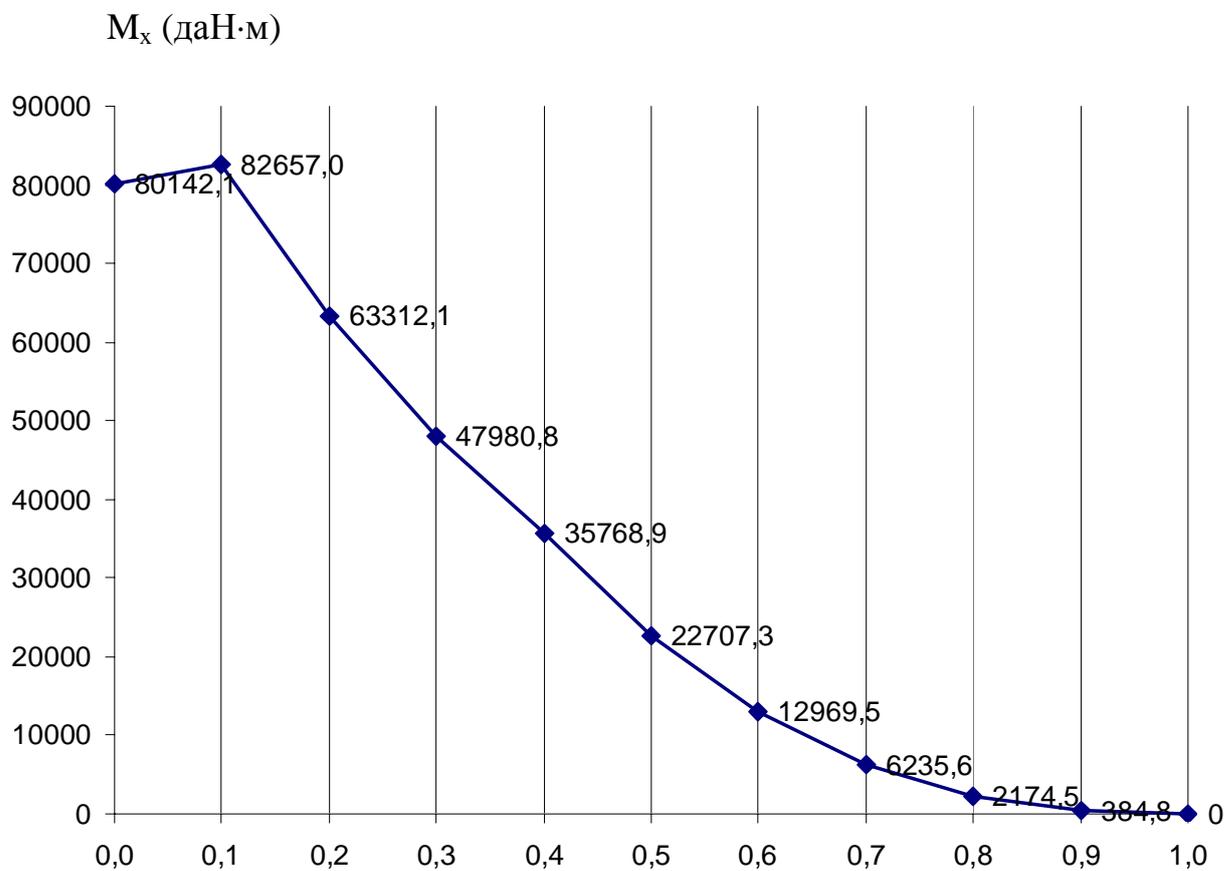


Рис. 2. Эпюра изгибающего момента «M_x»

ПРОЕКТИРОВОЧНЫЙ РАСЧЕТ КРЫЛА САМОЛЕТА.

Определяем потребные площади поперечного сечения продольного набора и толщины обшивки крыла.

Для этих расчетов необходимы значения Q_y^p и $M^p x$ в расчетном сечении, которые снимаются с соответствующих эпюр (в качестве расчетного сечения берем 2 по оси Z).

Построим сечение профиля с помощью данных таблицы 3.

Таблица 3.

x%	0	1,2	2,	5,0	7,5	10	15	20	25	3	40	50	60	70	80	90	95	10
y _b %	0	2,2	3,1	4,5	5,1	5,8	6,8	7,5	7,8	8,	7,7	7,14	6,2	5,0	3,6	2,	1,0	0
y _н %	0	1,57	2,1	2,8	3,2	3,5	3,8	3,9	3,9	4,	3,8	3,4	2,9	2,3	1,6	0,	0,5	0

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.

Изгибающий момент воспринимается поясами лонжеронов и обшивкой панели, подкрепленной стрингерами, а перерезывающая сила, воспринимается стенками лонжеронов.

Распределение перерезывающей силы между лонжеронами кессонного крыла.

$$Q_{1y}^p = \frac{H_1^2}{H_1^2 + H_2^2} \cdot Q_y^p = \frac{0,332^2}{0,332^2 + 0,23^2} \cdot 13377,78 = 9039,46 \text{ даН}$$

$$Q_{2y}^p = \frac{H_2^2}{H_1^2 + H_2^2} \cdot Q_y^p = \frac{0,23^2}{0,332^2 + 0,23^2} \cdot 13377,78 = 4338,32 \text{ даН}$$

где: $H_1 = 0,332 \text{ м} = 332 \text{ мм}$ и $H_2 = 0,23 \text{ м} = 230 \text{ мм}$ - соответственно высоты первого и второго лонжеронов крыла,

проверка: $Q_y^p = Q_{1y}^p + Q_{2y}^p = 9039,46 + 4338,32 = 13377,78 \text{ даН}$.

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 :

$$q_{cm1} = \frac{Q_{1y}^p}{H_1} = 9039,46 / 332 = 27,2 \text{ даН/мм}$$

а толщина стенки первого лонжерона будет:

$$\delta_{cm1} = \frac{q_{cm1}}{\tau_{кр}} = 27,2 / 6,98 = 3,9 \text{ мм}$$

ПРИНИМАЕМ $\delta_{cm1} = 3,9 \text{ мм}$

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

$$\tau_{\text{ед}} = \tau_a \cdot \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2} = 28,6 \cdot (1 + 3,89) / (1 + 3,89 + 3,89^2) = 6,98 \text{ даН/мм}^2$$

где: $\nu = \frac{\tau_b}{\tau_3} = 28,6 / 7,35 = 3,89$ - разрушающее напряжение среза.

$$\tau_b = 0,65 \cdot \sigma_b = 0,65 \cdot 44 = 28,6 \text{ даН/мм}^2$$

τ_3 - для плоской стенки определяется по формуле:

$$\tau_y = \frac{0,9 \cdot k \cdot E}{(b/\delta)^2} = 0,9 \cdot 8,22 \cdot 7200 / (332/3,9)^2 = 7,35 \text{ даН/мм}^2$$

k - определяется по следующей формуле:

$$k = 5,6 + \frac{3,8}{(a/b)^2} = 5,6 + 3,8 / (400/332)^2 = 8,22;$$

где: a и b соответственно - длинная и короткая стороны пластины (плоской стенки) $a=400$ мм, $b=322$ м; принимаем $\delta=3,9$ мм.

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.

$$q_{\text{см2}} = \frac{Q_{2y}^p}{H_2} = 4338,32 / 230 = 18,9 \text{ даН/мм}$$

$$\delta_{\text{см2}} = \frac{q_{\text{см2}}}{\tau_{кр}} = 18,9 / 6,56 = 2,87 \text{ мм}$$

ПРИНИМАЕМ $\delta_{\text{см2}}=2,87$ мм

$$k = 5,6 + \frac{3,8}{(a/b)^2} = 5,6 + 3,8 / (400/230)^2 = 6,86;$$

$$\tau_3 = \frac{0,9 \cdot k \cdot E}{(b/\delta)^2} = 0,9 \cdot 6,86 \cdot 7200 / (230/2,86)^2 = 6,87 \text{ даН/мм}^2$$

$$\nu = \frac{\tau_b}{\tau_3} = 28,6 / 6,87 = 4,16$$

$$\tau_{\text{ед}} = \tau_a \cdot \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2} = 28,6 \cdot (1 + 4,16) / (1 + 4,16 + 4,16^2) = 6,56 \text{ даН/мм}^2$$

где: a и b соответственно - длинная и короткая стороны пластины (плоской стенки) $a=400$ мм, $b=230$ м; принимаем $\delta=2,86$ мм.

Толщины обшивки.

Толщины обшивки (в сечении $\bar{z} = 0,2$) кессонного крыла:

$$\delta = 2 \text{ мм}$$

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_0 - удельная нагрузка на крыло;

μ - коэффициент Пуассона; $\mu=0,33$

E - модуль Юнга материала обшивки;

Y - величина учитывающая волнистость обшивки, которую можно принять приближенно; $\bar{Y} = 2 \cdot 10^{-3}$

$$b_c = \delta \sqrt{\frac{32 \cdot E \cdot \bar{Y}}{(1 - \mu^2) \cdot P_0}} = 2 \cdot \sqrt{\frac{32 \cdot 7,2 \cdot 10^{11} \cdot 2 \cdot 10^{-3}}{(1 - 0,33^2) \cdot 243}} = 150 \text{ мм}$$

Проектировочный расчет на изгиб верхней сжатой панели.

Усилие, воспринимаемое панелью, определяется по формуле:

$$P = \frac{M_x^p}{h_{cp}} = 63312,1 / 0,281 = 225310,1 \text{ даН}$$

где: $h_{cp} = (H_1 + H_2) / 2 = (0,332 + 0,230) / 2 = 0,281$ м – средняя высота кессона.

Определение площади стрингеров.

Стрингеры с присоединенной обшивкой воспринимают 75-90% усилия всей панели, т.е. $P_{стр} = (0,75 - 0,9) \cdot P = 0,80 \cdot P$, тогда приведенная площадь стрингеров верхней панели определяется по формуле:

$$F_{п\delta}^{i\delta.a} = \frac{P_{п\delta}}{\sigma_{\epsilon\delta}} = \frac{0,80 \cdot P}{\sigma_{\epsilon\delta}} = 0,80 \cdot 225310,1 / 39,8 = 4528,1 \text{ мм}^2$$

где: $\sigma_{кр}$ - критическое напряжение материала стрингеров.

Критическое напряжение стрингеров может быть определено по эмпирической формуле:

$$\sigma_{\epsilon\delta} = \sigma_a \cdot \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2} = 44 \cdot \frac{1 + 0,38}{1 + 0,38 + 0,38^2} = 39,8 \text{ даН/мм}^2$$

где: $\nu = \sigma_a / \sigma_y = 44 / 115,34 = 0,38$ - коэффициент Пуассона,
 σ_s - временное сопротивление материала стрингеров, для стрингера из материала Д16Т оно приблизительно равно $\sigma_s = 44 \text{ даН/мм}^2$;
 σ_y - Эйлерово критическое напряжение, определяемое по формулам строительной механики для стержней и пластин:

$$\sigma_y = \frac{k \cdot E}{(b/\delta)^2} = \frac{0,45 \cdot 7200}{(5,3)^2} = 115,34 \text{ даН/мм}^2$$

где: k - коэффициент, учитывающий опорные условия стенки; для стенки со свободным краем $k=0,45$;

b/δ - гибкость плоской стенки (отношение ширины b к толщине δ), можно принять эту величину в пределах $b/\delta = (4...6) = 5,3$.

Приведенная площадь одного стрингера

$$F_{стр.i}^{пр.б} = \frac{F_{стр}^{пр.б}}{m_1} = 4528,1 / 10 = 452,8 \text{ мм}^2$$

где: m_1 - число стрингеров верхней панели; $m_1 = b_{т.отс.0,2} / b_{стр} - 1 = 1674 / 150 - 1 \approx 10$ шт.

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

Площадь присоединенной обшивки

$$F_{обш.i}^в \approx 30 \cdot \delta^2 = 30 \cdot 2^2 = 30 \cdot 4 = 120 \text{ мм}^2$$

тогда:

$$F_{стр.i}^в = F_{стр.i}^{пр.в} - 30 \cdot \delta^2 = 452,8 - 120 = 332,8 \text{ мм}^2 = 3,328 \text{ см}^2$$

По нормали выбираем угольник разностенный, профиль Пр 101 № проф.46
 $F_{стр}^в = 3,348 \text{ см}^2 = 334,8 \text{ мм}^2$, $B=42 \text{ мм}$, $H=56 \text{ мм}$, $\delta=3,5 \text{ мм}$, $\delta_1=3,5 \text{ мм}$.

Определение площади верхних поясов лонжеронов.

По площади верхних стрингеров и обшивки определяется воспринимаемое ими усилие.

$$P_{стр}^в = m_1 (F_{стр.норм}^в + F_{обш.i}^в) \cdot \sigma_{кр} = 10 \cdot (334,8 + 120) \cdot 39,8 = 181041,75 \text{ даН}$$

Пояса лонжеронов воспринимают усилие.

$$P_{пл}^в = P - P_{стр}^в = 225310,1 - 181041,75 \approx 44268 \text{ даН}$$

Определим площадь сечения верхних поясов лонжеронов.

$$P_{пл}^в = 2 \cdot (F_{пл}^в + F_{обш.i}^в) \cdot \sigma_{кр}$$

$$F_{пл}^в = \frac{P_{пл}^в}{2 \cdot \sigma_{кр}} - 30 \cdot \delta^2 = 44268 / (2 \cdot 39,8) - 30 \cdot 2^2 = 436,04 \text{ мм}^2 = 4,36 \text{ см}^2$$

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

Выбираем по нормам профиль пояса лонжерона - тавр разностенный ПР315, проф. № 5, $F_{пл} = 4,491 \text{ см}^2$, $B=50 \text{ мм}$, $H=40 \text{ мм}$, $\delta= 6,5 \text{ мм}$, $\delta_1= 3,5 \text{ мм}$.

Проектировочный расчет на изгиб нижней растянутой панели.

Определение площади стрингеров.

Приведенная площадь стрингеров нижней панели определяются по формуле:

$$F_{\text{подо}}^{\text{эд.г}} = \frac{P_{\text{подо}}}{\sigma_{\text{а}}} = \frac{0,80 \cdot P}{\sigma_{\text{а}}} = 0,80 \cdot 225310,1/44 = 4096,5 \text{ мм}^2$$

где: $\sigma_{\text{в}}$ - временное сопротивление материала стрингеров, $\sigma_{\text{в}} = 44 \text{ даН/мм}^2$. т.к. число стрингеров на нижней растянутой панели m_2 , то приведенная площадь одного стрингера равна:

$$F_{\text{стри}}^{\text{пр.н}} = \frac{F_{\text{стри}}^{\text{пр.н}}}{m_2} = 4096,5/10 = 409,65 \text{ мм}^2$$

тогда

$$F_{\text{стри}}^{\text{пр.н}} = F_{\text{стри}}^{\text{н}} + F_{\text{одши}}^{\text{н}}$$

m_2 - число стрингеров нижней панели: $m_2 = 1674/150 - 1 \approx 10 \text{ шт.}$

Присоединенной обшивки для стрингеров нижней панели определяется по формуле:

$$F_{\text{одши}}^{\text{н}} = b \cdot \delta \cdot \varphi = 150 \cdot 2 \cdot 1 = 300 \text{ мм}^2$$

где: δ - толщина обшивки;

b - расстояние между стрингерами, $b = 150 \text{ мм}$.

φ - редуцированный коэффициент, который равен $\varphi=1,0$

Тогда $F_{\text{стри}}^{\text{н}} = F_{\text{стри}}^{\text{пр.н}} - F_{\text{одши}}^{\text{н}} = 409,65 - 300 = 109,7 \text{ мм}^2 = 1,097 \text{ см}^2$

По нормам выбираем угольник разностенный, профиль Пр 101 № проф.21 $F_{\text{стр}}^{\Phi} = 1,111 \text{ см}^2 = 111,1 \text{ мм}^2$, $B=20 \text{ мм}$, $H=30 \text{ мм}$, $\delta= 2,0 \text{ мм}$, $\delta_1= 2,5 \text{ мм}$

Определение площади нижних поясов лонжеронов.

Усилие, воспринимаемое стрингерами и обшивкой равно:

$$P_{\text{стр}}^{\text{н}} = m_2 (F_{\text{стр.норм}}^{\text{н}} + F_{\text{одши}}^{\text{н}}) \cdot \sigma_{\text{в}} = 10 \cdot (111,1 + 300) \cdot 44 = 180884 \text{ даН}$$

Тогда пояса лонжеронов воспринимают усилие:

$$P_{\text{пл}}^{\text{н}} = P - P_{\text{стр}}^{\text{н}} = 225310,1 - 180884 \approx 44426 \text{ даН}$$

Площади сечения нижних поясов лонжеронов определяем по формуле:

$$P_{\text{пл}}^{\text{н}} = 2 \cdot F_{\text{пл}}^{\text{н}} \cdot \sigma_{\text{в}2} + 2 \cdot F_{\text{одши}}^{\text{н}} \cdot \sigma_{\text{в}1} \text{ отсюда}$$

$$F_{nl}^H = \frac{P_{nl}^H}{2 \cdot \sigma_{b2}} - \frac{F_{одшi}^H \cdot \sigma_{b1}}{\sigma_{b2}} = 44426 / (2 \cdot 44) - 300 \cdot 44 / 44 = 204,8 \text{ мм}^2 = 2,048 \text{ см}^2$$

где: σ_{b1} и σ_{b2} - соответственно временное сопротивление материала обшивки и поясов лонжеронов, $\sigma_{b1} = \sigma_{b2} = 44 \text{ даН/мм}^2$;

Выбираем по нормальям профиль пояса лонжерона - тавр разностенный ПР315, проф. № 3, $F_{nl} = 2,472 \text{ см}^2$, $B = 40 \text{ мм}$, $H = 26 \text{ мм}$, $\delta = 4,5 \text{ мм}$, $\delta_1 = 3 \text{ мм}$.

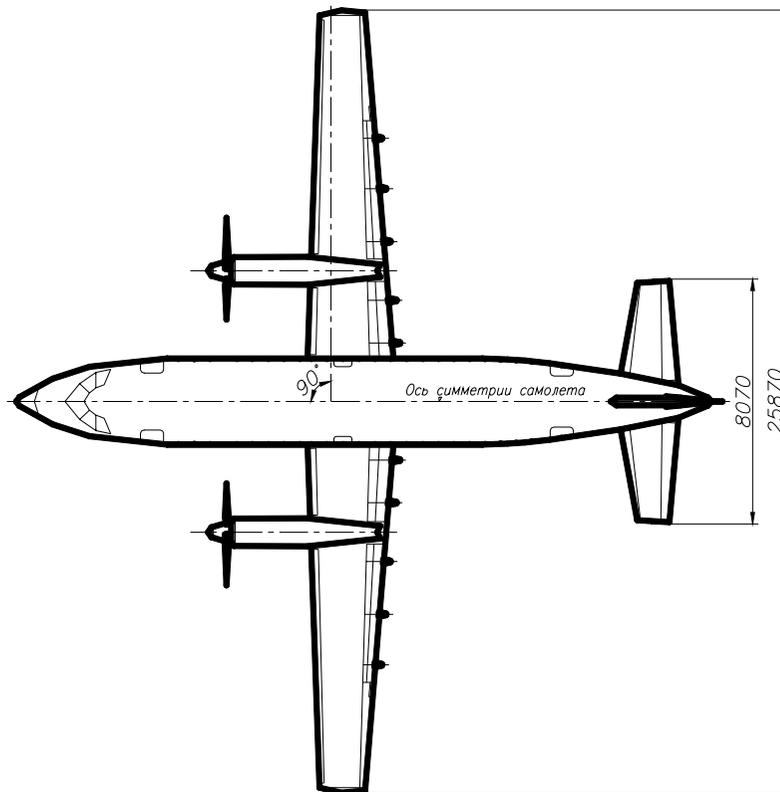
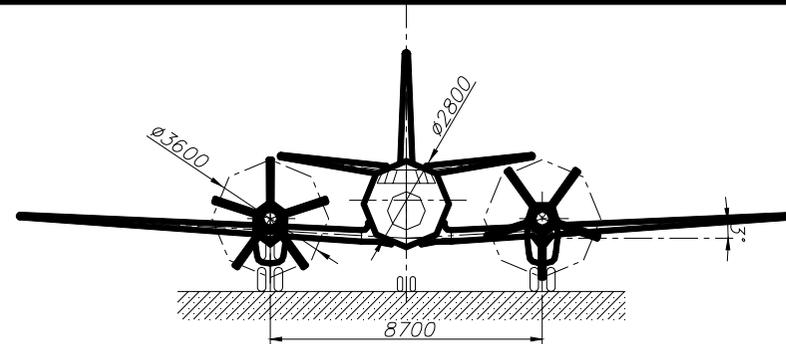
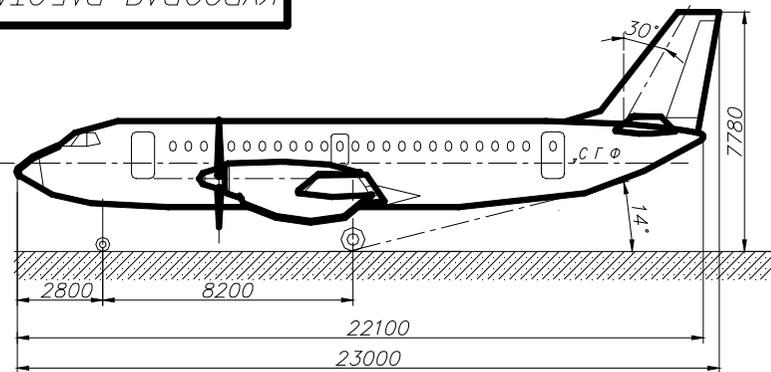
Список использованной литературы.

1. МУ по выполнению курсового проекта по дисциплине: «Проектирование конструкций самолетов». А.Х.Султанов, А.Х.Якубов, Ташкент 2004 г.
2. Житомирский Г. И. "Конструкция самолетов" М. Машиностроение, 1991 г.
3. Войт Е. С. "Проектирование конструкции самолетов " М. Машиностроение, 1987 г.
4. Егерь С. М. "Проектирование самолетов" М. Машиностроение, 1983 г.

Форм.	Зона	Поз.	Обозначение	Наименование	Кол.	Прим
				<u>Документация</u>		
				Сборочные узлы		
		1		Лонжерон передний	1	
		2		Лонжерон задний	1	
		3		Нервюра	27	
				<u>Детали</u>		
		4		Стрингер	9	Д16Т
		5		Стрингер	9	Д16Т
		6		Пояс нерв. верхний	27	ПР103-12
		7		Стойка	250	ПР100-6
		8		Стенка нервюры	27	Д16Тл.2.0
		9		Обшивка		
		10		Пояс нижний л-на	1	ПК103
		11		Пояс верхний л-на	1	ПК106
		12		Пояс нижний л-на	1	ПК103
		13		Пояс верхний л-на	1	ПК106
		14		Стенка л-на	1	Д16Тл.2.0
		15		Кница	484	ПР100-6
				Стандартные изд-я		
		16		Заклепка 3К3х12	4350	Нормаль
		17		Заклепка 3к3х7	1452	Нормаль
		18		Болт М6х15	3500	Нормаль
		19		Гайка М6х4.5	3500	Нормаль
		20		Шайба 6х1.5	3500	Нормаль

Курсовая работа				
Изм.	Лист	№ документа	Подпись	Дата
Чертил		Рахмонов П.		
Принял		Алиакбаров Д.		
Расчетное сечение крыла			Формат	Лист
			у	1
			Листов	3
ТГТУ гр.122-12А 24				

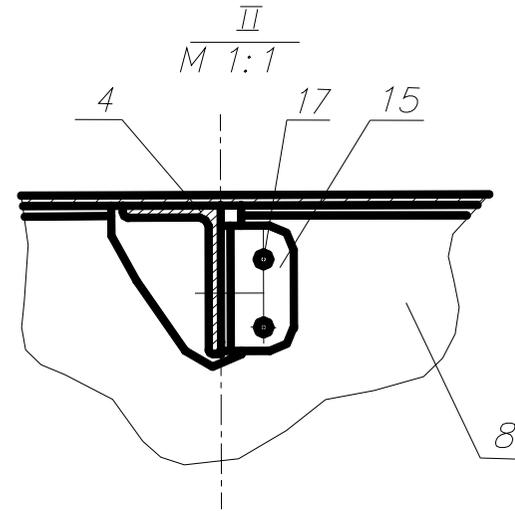
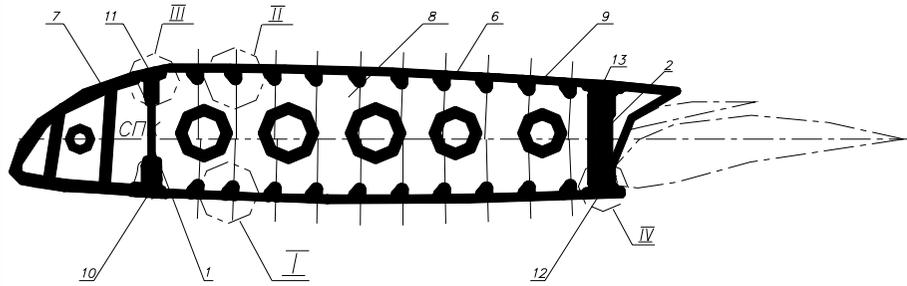
КУРСОВАЯ РАБОТА



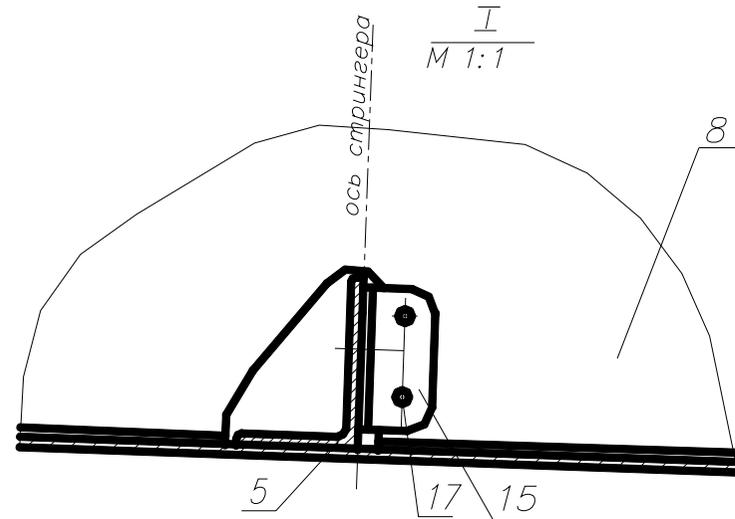
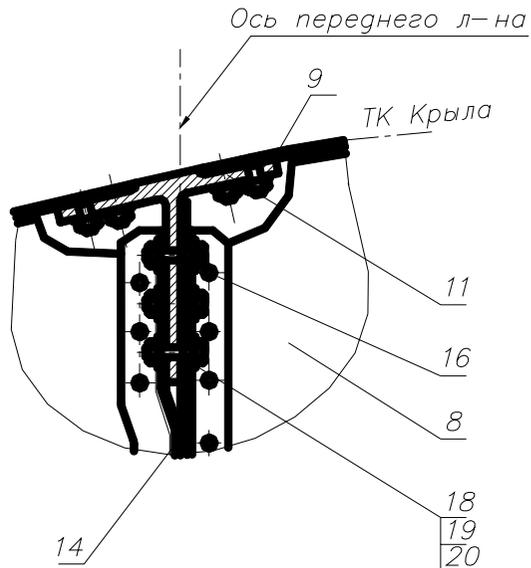
№п/п	Основные характеристики	Обозн	Ед. изм	Величина
1	Скорость максимальная	$V_{\text{макс}}$	км/ч	600
2	Скорость крейсерская	$V_{\text{кр}}$	км/ч	500
3	Скорость посадочная	$V_{\text{зп}}$	км/ч	190
4	Дальность полета	$L_{\text{п}}$	км	900
5	Потолок практический	H	м	7000
6	Длина разбега	$L_{\text{разб}}$	м	800
Весовые характеристики				
7	Масса взлетная	m_0	кг	14392
8	Удельная нагрузка на крыло	p_0	кг/м ²	243
9	Число пассажиров	$N_{\text{пасс}}$	чел	42
Геометрические характеристики				
10	Площадь крыла	$S_{\text{кр}}$	м ²	59,23
11	Удлинение крыла	λ		11,3
12	Сужение крыла	t		2
13	Площадь ГО	$S_{\text{го}}$	м ²	13,03
14	Площадь ВО	$S_{\text{во}}$	м ²	9,48
Силовая установка				
15	Тип и количество двигателей	ТВД	шт	2
16	Стартовая мощность двигателя	$N_{\text{ст}}$	л.с.	1900

				КУРСОВАЯ РАБОТА		
				Общий вид самолета		
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	Лит	Масса
Чертил		Рамонов П.			у	14392 кг.
Принял		Алиакбаров Д.			Лист 1	Листов 2
				ТГТУ гр.122-12 А		

Курсовая работа



III
M 1:1.5



				Курсовая работа			
				Расчетное сечение крыла			
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	Лит	Масса	Масшт.
Чертил		Рамонов П.			у		1:15
Принял		Алиакбаров Д.			Лист 2	Листов 2	
				ТГТУ гр.122-12А			