

**Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
«Уфимский государственный авиационный технический университет»**

Кафедра \_\_\_\_\_ Информатики \_\_\_\_\_

100	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
90												
80												
70												
60												
50												
40												
30												
20												
10												
0												

## ОТЧЕТ

по лабораторной работе №9

«Расчет фюзеляжа на статическую прочность и жесткость»

по дисциплине **Основы конструкции объектов ОТС**

**1306.558908.000 ПЗ**

(обозначение документа)

Группа	СТС-407	Фамилия И.О.	Подпись	Дата	Оценка
Студент		Гараев Д.Н.			
Консультант		Минасов Ш. М.			
Принял					

Уфа – 2021 г.

## Содержание

Введение .....	3
1 Основные расчётные случаи нагружения фюзеляжа .....	4
2 Инерционные нагрузки, действующие на фюзеляж .....	7
3 Построение эпюр сил и моментов по длине фюзеляжа .....	11
4 Расчет поперечных сечений фюзеляжа .....	13
5 Расчет нормальных шпангоутов .....	16
6 Нагружение фонаря кабины и носовой части фюзеляжа .....	19
7 Расчет деформаций фюзеляжа при кручении и изгибе .....	21
8 Расчет фюзеляжей на прочность в зоне больших вырезов .....	23
Заключение .....	24
Список литературы .....	25

					1306.558908.000 ПЗ		
Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата			
Разраб		Гараев Д.Н..			<b>Лабораторная работа №9</b> <b>«Расчет фюзеляжа на</b> <b>статическую прочность и</b> <b>жесткость»</b>		
Провер.		Минасов Ш. М.					
Н. контр							
Утв							
						Лит	Лист
							2
							25
						УГАТУ, СТС-407	

## Введение

В данной лабораторной работе необходимо ознакомиться с методом расчета фюзеляжа на статическую прочность и жесткость.

Сначала перечислим основные виды нагрузок, действующих на фюзеляж:

- Усилия от агрегатов, крепящихся к фюзеляжу (крыло, оперение, шасси, двигатели);
- Инерционные силы от масс грузов, размещенных внутри фюзеляжа (топливо, экипаж, пассажиры, оборудование) и от собственной массы конструкции фюзеляжа;
- Локальные нагрузки от аэродинамического воздействия набегающего потока от столкновения с птицами (район носовой части фюзеляжа и кабины);
- Избыточное внутреннее давление (для герметичных отсеков фюзеляжа).

Расчётной схемой фюзеляжа является балка переменной жёсткости, лежащая на двух или более опорах. В полёте опорами фюзеляжа являются лонжероны крыла. При посадке фюзеляж также может опираться на стойки шасси.

## 1 Основные расчётные случаи нагружения фюзеляжа

Поскольку к фюзеляжу крепятся основные агрегаты самолёта, то его расчёт на прочность следует проводить на все расчётные случаи нагружения этих агрегатов.

Существуют также дополнительные случаи нагружения фюзеляжа.

**Случай  $N_\phi$**  – нагружение вбок передней части фюзеляжа (от носа до переднего лонжерона крыла). В расчетной схеме принимается, что носовая часть фюзеляжа жестко заделана на переднем лонжероне.

Равнодействующая инерционных сил прикладывается в центре масс передней части фюзеляжа. Эксплуатационная вертикальная перегрузка  $n_{уцм}^э = 1$ . Эксплуатационная боковая перегрузка принимается равной  $n_{уцм}^э = \pm 1,5$  для самолётов с поршневыми двигателями с площадью крыла  $S \leq 80 \text{ м}^2$  и равной  $n_{уцм}^э = \pm 1,0$  для самолётов с турбовинтовыми и реактивными двигателями с площадью крыла  $S \geq 100 \text{ м}^2$ .

Для самолётов с турбовинтовыми и реактивными двигателями при значении  $S$  в промежутке между  $80 \text{ м}^2$  и  $100 \text{ м}^2$  значение  $n_{уцм}^э$  определяется линейной интерполяцией. Коэффициент безопасности  $f = 2$ .

**Случай  $K_\phi$**  – капотирование самолёта, имеющего шасси с хвостовым колесом (Рисунок 1).

Самолет рассматривается в положении на главных ногах и на передней своей части. Посадочный вес самолета приложен в его центре масс в направлении, нормальном к поверхности земли. Эксплуатационная перегрузка равна перегрузке случая  $E_{ш}$ . Коэффициент безопасности  $f = 1,5$

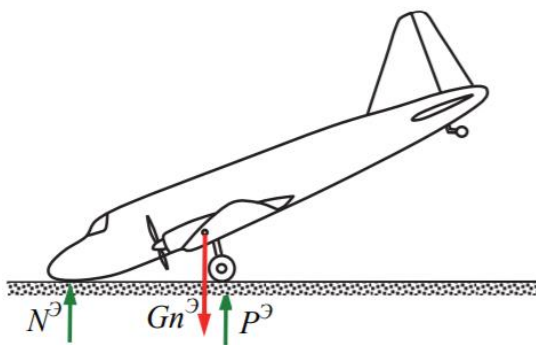


Рисунок 1 – Капотирование самолета.

Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата

1306.558908.000 ПЗ

Лист

4

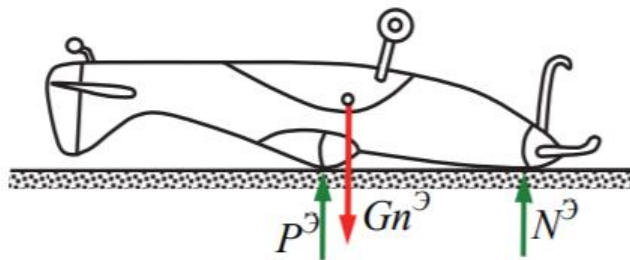


Рисунок 2 – Переворот самолета на спину

**Случай  $P_\phi$**  – переворот самолёта с полётным весом не более 10 000 кг на спину (Рисунок 2).

На этот случай проверяются элементы конструкции самолета, предназначенные для защиты экипажа и пассажиров от повреждений при аварийной посадке. Точки приложения реакций земли выбираются в соответствии с конструктивной схемой самолета. Посадочный вес самолета считается приложенным в его центре масс в направлении, нормальном к поверхности земли. Эксплуатационная перегрузка равна 3. Коэффициент безопасности  $f = 1,5$ .

**Случай  $P_\phi$**  – аварийная посадка самолёта на «брюхо» с убраннным шасси (Рисунок 3). Этот случай используют для оценки прочности фюзеляжей среднепланов и высокопланов.

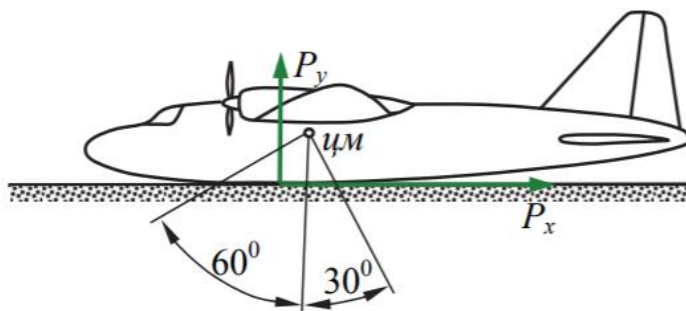


Рисунок 3 – Аварийная посадка самолета на фюзеляж

Прочность частей фюзеляжа, где располагается экипаж и пассажиры, а также прочность элементов конструкции, предназначенных для восприятия реакции земли, должна быть проверена на расчетную нагрузку со следующими компонентами равнодействующей удара: вертикальной  $P_y$  от  $4G_{\text{пос}}$  вверх до  $2G_{\text{пос}}$  вниз, горизонтальной  $P_x$  от нуля вперед до  $9G_{\text{пос}}$  назад и боковой  $P_z$  от  $-1,5G_{\text{пос}}$  до  $+1,5G_{\text{пос}}$ .

Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата
-----	------	---------	------	------

1306.558908.000 ПЗ

Лист

5

Реакция земли принимается равномерно распределенной причем соприкосновение с землей может рассматриваться на любом участке сектора, ограниченного линиями; составляющими с вертикальной осью самолета углы  $30^\circ$  и  $60^\circ$ . Площадь, по которой распределяется реакция земли, выбирается такой, чтобы расчетное давление на этой площади не превышало 0,2 Мпа.

**Случай  $B_\phi$**  – буксировка планеров. Прочность хвостовой части фюзеляжа самолетов, предназначенных для буксировки планеров, должна проверяться на воздействие нескольких комбинаций расчетных нагрузок.

					1306.558908.000 ПЗ	Лист
Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата		6

## 2 Инерционные нагрузки, действующие на фюзеляж

Расчёт на прочность деталей должен проводиться как от внешних сил, действующих в плоскости симметрии самолёта, так и от внешних сил, действующих перпендикулярно плоскости симметрии.

Сначала запишем уравнения движения самолёта в плоскости его симметрии (Рисунок 4 – К расчёту нормальной перегрузки в  $i$ -й точке фюзеляжа)

$$m \cdot j_n = Y_{кр}^{\pm} \pm Y_{yp.zo}^{\pm} \pm Y_{ман1.zo}^{\pm} - G;$$

$$J_z \cdot \frac{d\omega_z}{dt} = J_z \cdot \varepsilon_z = Y_{ман1.zo}^{\pm} \cdot L_{zo},$$

где  $j_n$  – поступательное ускорение ц.м. самолёта в направлении оси  $Y$ . Первое уравнение описывает поступательное движение ц.м. самолёта под действием подъёмных сил на крыле и г.о., а второе – вращение самолёта вокруг ц.м. под действием этих сил.

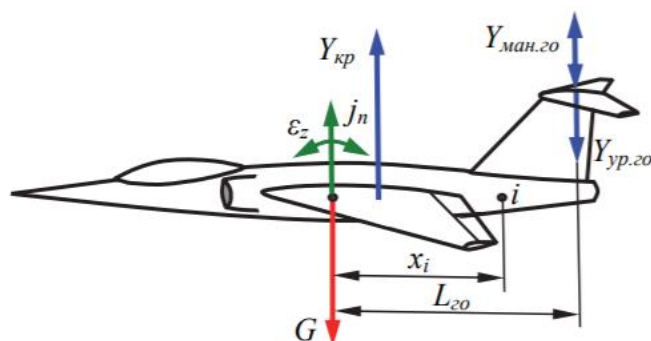


Рисунок 4 – К расчёту нормальной перегрузки в  $i$ -й точке фюзеляжа

На начальном этапе проектирования осевой момент инерции самолёта  $j_z$  можно приближённо рассчитать по статической формуле:

$$J_z = \varphi \cdot m \cdot \frac{L_{\phi}^2}{12},$$

где  $L_{\phi}$  – длина фюзеляжа;  $\varphi = 0,2 \dots 0,7$  – статический коэффициент, причём меньшие значения  $\varphi$  соответствуют самолётам с малой взлётной массой ( $m_0 < 10\text{т}$ ).

Поступательную составляющую нормальной перегрузки получим из уравнения, приведенного выше.

$$n_n^{\vartheta} = n_{кр}^{\vartheta} \pm \frac{Y_{yp.zo}^{\vartheta} + Y_{ман1.zo}^{\vartheta}}{mg}.$$

Используя допущение об абсолютной жёсткости конструкции фюзеляжа, получим вращательную составляющую нормальной перегрузки в *i*-й точке:

$$n_{\varphi i}^{\vartheta} = \pm \frac{\varepsilon_z \cdot x_i}{g} = \pm \left( \frac{Y_{ман1.zo}^{\vartheta} \cdot L_{zo}}{J_z} \right) \cdot \frac{x_i}{g},$$

где,  $x_i$  – расстояние от ц.м. самолёта до *i*-й точки фюзеляжа.

Суммарная нормальная перегрузка, действующая в *i*-й точке фюзеляжа:

$$n_{\phi i}^{\vartheta} = n_n^{\vartheta} + n_{\varphi i}^{\vartheta} = n_{кр}^{\vartheta} \pm \left( \frac{Y_{yp.zo}^{\vartheta} + Y_{ман1.zo}^{\vartheta}}{mg} \right) \pm \left( \frac{Y_{ман1.zo}^{\vartheta} \cdot L_{zo}}{J_z} \right) \cdot \frac{x_i}{g}.$$

Инерционная сила от сосредоточенного груза в *i*-й точке фюзеляжа:

$$G_{\kappa pi}^{\vartheta} = G_{\varphi i} \cdot n_{\phi i}^{\vartheta}.$$

Найдём распределённую инерционную нагрузку от массы фюзеляжа. Сначала мысленно разобьём фюзеляж на *n* отсеков единичной длины и рассмотрим *i*-й отсек. Затем «размажем» стрингеры этого отсека равномерным слоем по контуру и получим приведенную обшивку толщиной:

$$\delta_{npi} = \delta_{ооi} + \frac{n_{стр} \cdot F_{стр}}{S_i},$$

где  $n_{стр}$  – количество стрингеров в отсеке;  $F_{стр}$  – площадь стрингера;  $S_i$  – средняя длина контура в отсеке (Рисунок 5).

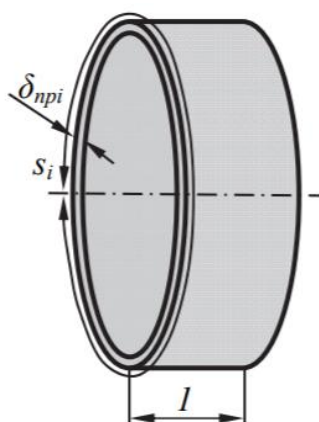


Рисунок 5 – Приведенный отсек фюзеляжа  
Тогда вес *i*-го отсека



$$q_{\phi i} = \rho g \delta_{npi} s_i,$$

где  $\rho$  – плотность материала конструкции отсека.

Полный вес конструкции фюзеляжа:

$$G_{\phi} = \int_0^{l_{\phi}} q_{\phi} dx \approx \sum_{i=1}^n q_{\phi i}.$$

Подставим и получим:

$$G_{\phi} = \int_0^{l_{\phi}} \rho \cdot g \cdot \delta_{np} \cdot s \cdot dx \approx \sum_{i=1}^n \rho \cdot g \cdot \delta_{npi} \cdot s_i \cdot 1 = \rho \cdot g \cdot \delta_{npcp} \cdot S_{\phi},$$

где  $S_{\phi}$  – площадь поверхности фюзеляжа.

Имеем  $\rho \cdot g \cdot \delta_{npi} = \frac{q_{\phi i}}{s_i}$ . Подставляя последнее выражение, придём к формуле:

$$G_{\phi} = \frac{q_{\phi i}}{s_i} \cdot S_{\phi} \Rightarrow q_{\phi i} = \frac{G_{\phi}}{S_{\phi}} s_i.$$

Погонная инерционная нагрузка от массы конструкции фюзеляжа:

$$q_{\phi i}^{\varepsilon} = q_{\phi i} \cdot n_{\phi i}^{\varepsilon} = \frac{G_{\phi}}{S_{\phi}} \cdot s_i \cdot \left[ n_{кр}^{\varepsilon} \pm \left( \frac{Y_{yp.zo}^{\varepsilon} + Y_{ман1.zo}^{\varepsilon}}{mg} \right) \pm \left( \frac{Y_{ман1.zo}^{\varepsilon} \cdot L_{zo}}{J_z} \right) \cdot \frac{x_i}{g} \right].$$

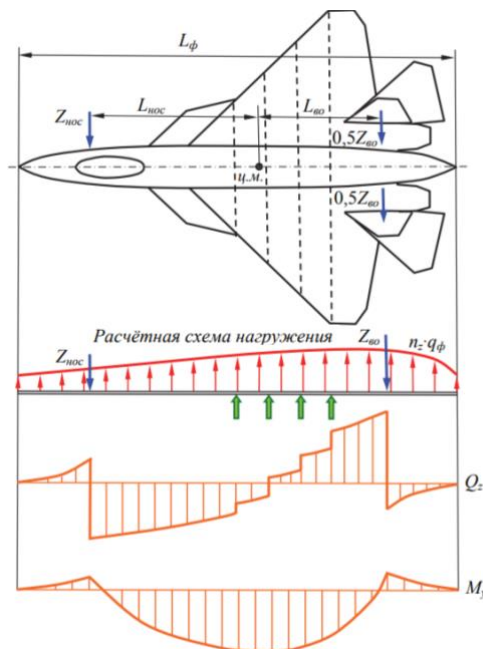


Рисунок 6 – Построение эпюр поперечных сил и изгибающих моментов по длине фюзеляжа при нагружении вертикального оперения

Теперь рассмотрим случай нагружения вертикального оперения. На фюзеляж будет действовать маневренная нагрузка от оперения  $Z_{во}$  и

демпфирующая аэродинамическая нагрузка  $Z_{\text{нос}}$ , возникающая при полёте самолёта со скольжением и приложения в носу (Рисунок 6).

Поступательная составляющая боковой перегрузки:

$$n_{zn}^{\vartheta} = \frac{Z^{\vartheta}}{mg} = \frac{Z_{\text{го}}^{\vartheta} + Z_{\text{нос}}^{\vartheta}}{mg}.$$

Вращательная составляющая боковой перегрузки в  $i$ -й точке:

$$n_{z\text{эпи}}^{\vartheta} = \frac{\varepsilon_y \cdot x_i}{g} = \left( \frac{Z_{\text{го}}^{\vartheta} \cdot L_{\text{го}} - Z_{\text{нос}}^{\vartheta} \cdot L_{\text{нос}}}{J_y} \right) \cdot \frac{x_i}{g}.$$

На начальном этапе проектирования осевой момент инерции самолёта  $J_y$  можно приближённо рассчитать по статической формуле:

$$J_y = \varphi \cdot m \cdot \frac{L_{\phi}^2 + l^2}{12},$$

где  $l$  – размах крыла.

Суммарная боковая перегрузка, действующая в  $i$ -й точке фюзеляжа

$$n_{zi}^{\vartheta} = n_{zn}^{\vartheta} + n_{z\text{эпи}}^{\vartheta} = \left( \frac{Z_{\text{го}}^{\vartheta} + Z_{\text{нос}}^{\vartheta}}{mg} \right) \pm \left( \frac{Z_{\text{го}}^{\vartheta} \cdot L_{\text{го}} - Z_{\text{нос}}^{\vartheta} \cdot L_{\text{нос}}}{J_y} \right) \cdot \frac{x_i}{g}.$$

Коэффициенты безопасности для фюзеляжа берут в соответствии с расчётным случаем нагружения крыла, оперения, силовой установки. В посадочных случаях нагружения для фюзеляжа принимают  $f = 1,8$ .

### 3 Построение эпюр сил и моментов по длине фюзеляжа

Эпюры поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов строятся по длине фюзеляжа для всех возможных комбинации расчётных случаев, и из них выбирают наиболее тяжёлые.

Кроме приведенных внешних и инерционных нагрузок на герметические фюзеляжи дополнительно будет действовать избыточное давление или разрежение внутри фюзеляжа.

При изгибе фюзеляжа в плоскости, перпендикулярной плоскости симметрии самолёта, наиболее тяжёлым обычно является случай действия маневренной нагрузки на вертикальное оперение (в. о.) в комбинации с максимальным разнотогием двигателей.

Как правило, при изгибе фюзеляжа в плоскости симметрии самолёта (Рисунок 7) наиболее тяжёлым является случай А' без учета маневренной нагрузки на г. о.

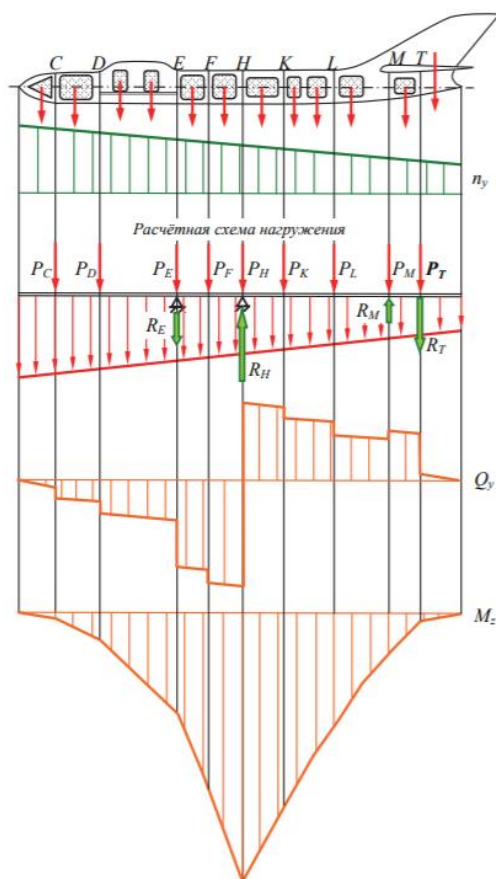


Рисунок 7 – Построение эпюр поперечных сил и изгибающих моментов при изгибе фюзеляжа в плоскости его симметрии

Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата

1306.558908.000 ПЗ

Лист

11

Если фюзеляж имеет силовой пол, то сосредоточенные инерционные силы прикладывают к фюзеляжу в местах установки грузов. При отсутствии силового пола грузы обычно крепят к силовым шпангоутам (на рисунке 7 они обозначены буквами С, D, ..., М, Т). В этом случае сосредоточенные инерционные силы разносят по силовым шпангоутам согласно правилу рычага.

При расчёте на кручение наиболее тяжёлым обычно является одновременное действие маневренной нагрузки на в. о. и неуравновешенной нагрузки на г. о. при полёте со скольжением (Рисунок 8).

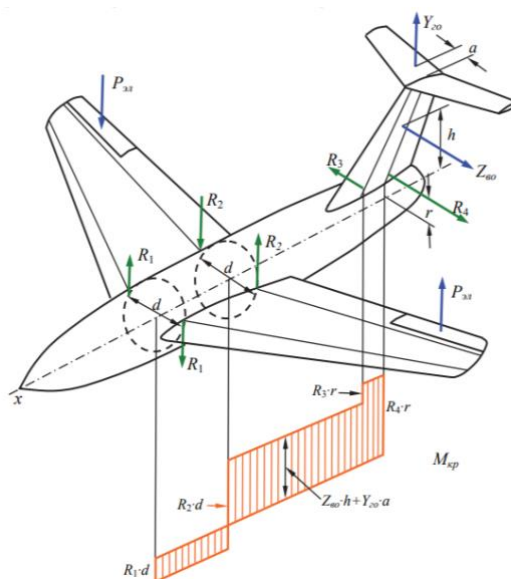


Рисунок 8 – Построение эпюры крутящих моментов

Как видно из эпюр, наиболее нагружены сечения фюзеляжа в районе крепления к нему крыла.

#### 4 Расчет поперечных сечений фюзеляжа

Рассмотрим расчёт поперечных сечений фюзеляжа типа «полумонокок» (Рисунок 9) от нагрузок, представленных на рисунке 7 и рисунке 8.

Нормальные напряжения в элементе продольного набора от изгиба

$$\sigma_i = \frac{M_z}{J_{зпр}} \cdot y_i,$$

где  $J_{зпр}$  – приведенный момент инерции редуцированного сечения;  $y_i$  – обобщённая координата  $i$ -го элемента.

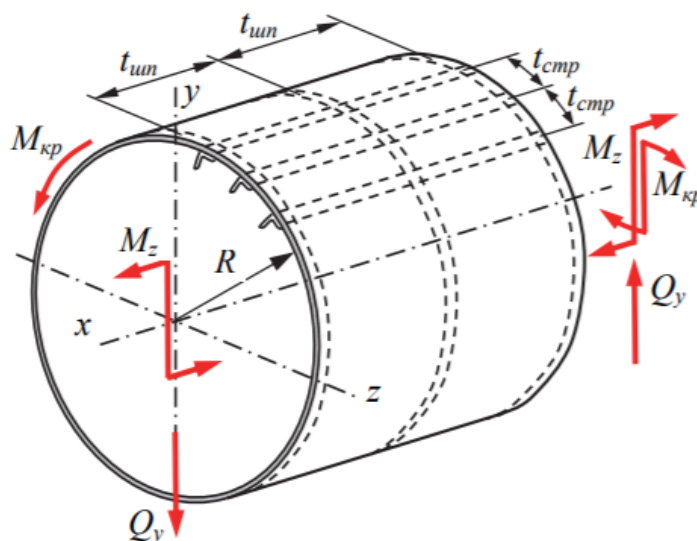


Рисунок 9 – Нагружение отсека фюзеляжа

Если обшивка теряет устойчивость от сдвига ( $\tau_{об} > \tau_{кр}$ ), то она своим натяжением будет догружать сжатием стрингеры и шпангоуты. Каркас фюзеляжа начнет деформироваться к центру (вовнутрь). В этом случае:

$$\sigma_i = \frac{M_z}{J_{зпр}} \cdot y_i - \frac{N_{стр}}{F_{стр}},$$

где  $N_{стр} = (\tau_{об} - \tau_{кр}) \cdot t_{стр} \cdot \delta_{об} \cdot ctg \alpha$  – дополнительное осевое усилие в стрингере;  $\alpha = 35^\circ \dots 45^\circ$  – угол наклона образующих волн обшивки к оси  $x$  в клетке размерами  $t_{шп} \times t_{стр}$ .

Обшивка «провисает» на каркасе и фюзеляж становится гранёным (Рисунок 10).

При этом стрингеры дополнительно догружаются поперечной погонной нагрузкой  $q_{стр}$

$$q_{стр} = (\tau_{об} - \tau_{кр}) \cdot \frac{\delta_{об} t_{стр}}{R} \cdot \operatorname{tg} \alpha.$$

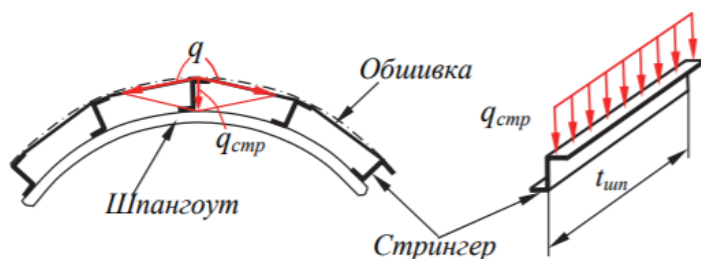


Рисунок 10 – Дополнительная поперечная нагрузка на стрингер

Если сечение фюзеляжа расположено в пределах герметического отсека, то необходимо также учитывать действие внутреннего избыточного давления. При этом в стрингерах возникают дополнительные нормальные напряжения. Так, для круговой цилиндрической оболочки

$$\Delta \sigma = \pm \frac{p_{изб} R}{2 \delta_{пр}},$$

где  $p_{изб}$  – расчётное избыточное давление в гермоотсеке. Знак «+» берётся для растянутого свода фюзеляжа, знак «-» – для сжатого свода.

ПКС от силы  $Q_y$ , для фюзеляжа с однозамкнутым контуром

$$q = q_Q + q_0.$$

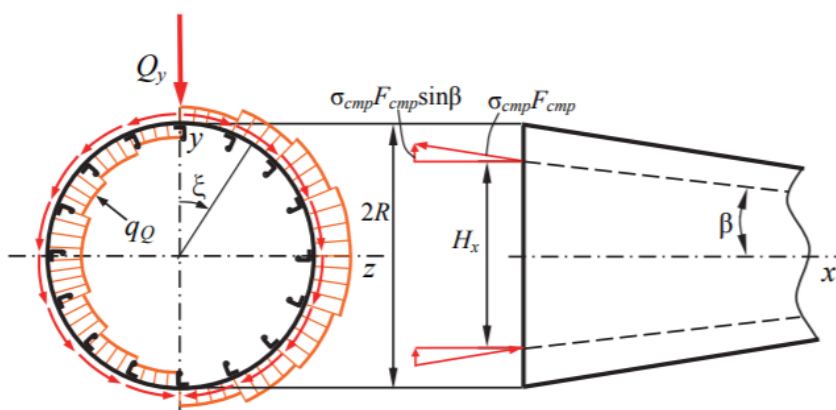


Рисунок 11 – Восприятие силы  $Q_y$  в поперечном сечении фюзеляжа

ПКС  $q_Q$  при размыкании контура оболочки по оси  $y$  (Рисунок 11)

$$q_Q = \frac{Q_y}{J_{z_{пр}}} S_z^{омс},$$

где  $Q_y = Q_y - 2 \frac{M_z}{H_z} \cdot \operatorname{tg} \beta$  – приведенная сила;  $H_x \approx \sqrt{2R}$  – высота боковой

панели;  $\beta$  – угол конусности рассчитываемого отсека фюзеляжа.

Для определения замыкающего ПКС  $q_0$  составим уравнение моментов относительно полюса, лежащего на линии действия силы  $Q_y$ :

$$\oint q_Q \rho \cdot ds + q_0 \cdot \Omega = 0 \Rightarrow q_0 = - \frac{\oint q_Q \rho \cdot ds}{\Omega},$$

где  $\Omega = 2\pi \cdot R^2$  – удвоенная площадь контура, работающего на кручение. Для симметричного сечения  $\oint q_Q \rho \cdot ds = 0$  и тогда  $q_0 = 0$ .

ПКС от кручения рассчитывают по формуле Бредта  $q_{кр} = M_{кр} / \Omega$ .

Результирующий ПКС  $q_{\Sigma} = q_Q + q_{кр}$ .

## 5 Расчет нормальных шпангоутов

Обычно шпангоут представляет собой криволинейную раму, опирающуюся на стрингеры и обшивку. Нормальные шпангоуты при проверке рассчитывают на ряд нагрузок.

Сжимающие нагрузки  $q_{\text{шп}}$  в случае потери обшивкой устойчивости из-за сдвига (Рисунок 12) определяют по формуле

$$q_{un} = (\tau_{o\delta} - \tau_{kp}) \cdot \frac{\delta_{o\delta} t_{un}}{R} \operatorname{tg} \alpha.$$

Условие устойчивости  $q_{um} \leq q_{kp} = \frac{3EJ}{R^3}$ . Здесь J – осевой момент инерции шпангоута с присоединённой обшивкой.

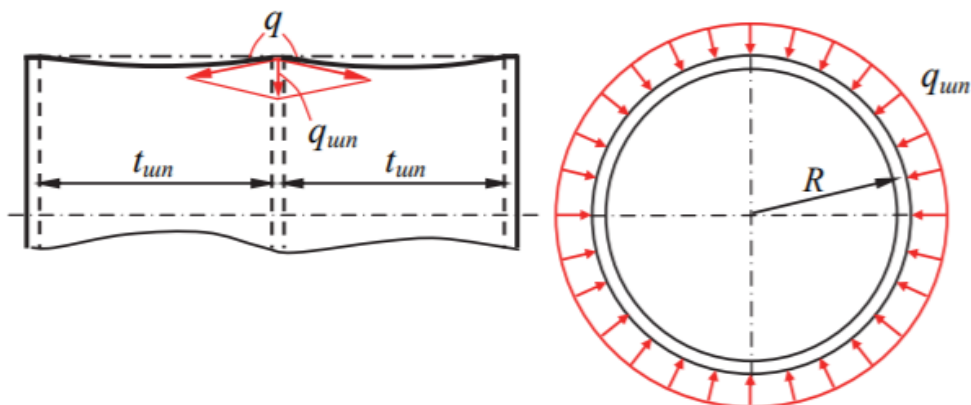


Рисунок 12 – Дополнительная сжимающая нагрузка на шпангоут

Сплюсцивающие нагрузки  $q_y$  от изгиба фюзеляжа (Рисунок 13) аналогичны сплюсцивающим нагрузкам, действующим на нормальные нервюры при изгибе крыла.

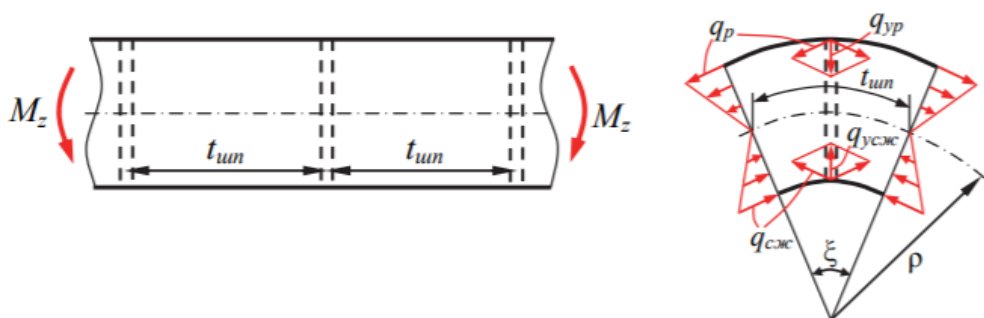


Рисунок 13 – Сплюсцивание шпангоута при изгибе фюзеляжа

Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата



От изгиба обшивки имеем погонные нагрузки в растянутой и сжатой зонах:

$$\begin{cases} q_{yp} = q_p \cdot \xi = \sigma_p \delta_{об} \cdot \frac{t_{um}}{\rho}; \\ q_{усж} = q_{сж} \cdot \xi = \sigma_{сж} \delta_{об} \cdot \frac{t_{um}}{\rho}. \end{cases}$$

Учитывая, что  $\sigma = \frac{M_z}{J_{znp}} \cdot y$  и  $\frac{1}{\rho} = \frac{M_z}{EJ_{znp}}$ , получим:

$$q_y = \left( \frac{M_z}{J_{znp}} \right)^2 \cdot \frac{\delta_{об} t_{um}}{E} \cdot y.$$

Аналогично от изгиба стрингеров имеем сосредоточенные вертикальные нагрузки, действующие на шпангоут:

$$N_y = \left( \frac{M_z}{J_{znp}} \right)^2 \cdot \frac{F_{стр} t_{um}}{E} \cdot y_{стр}.$$

Поскольку конструкция фюзеляжа современного транспортного самолёта включает 50 стрингеров и более, то для упрощения расчётной схемы стрингеры размазывают по контуру равномерным слоем и получают обшивку толщиной  $\delta_{пр}$ . Тогда

$$q_y = \left( \frac{M_z}{J_{znp}} \right)^2 \cdot \frac{\delta_{пр} t_{um}}{E} \cdot y.$$

Расчетная схема сплющивания кольцевого шпангоута представлена на рисунке (Рисунок 14).

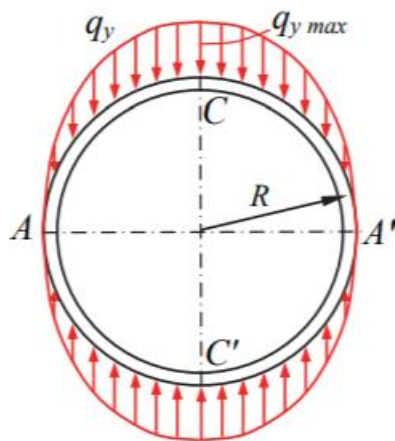


Рисунок 14 – Схема нагружения нормального шпангоута при сплющивании  
Максимальный изгибающий момент возникает в сечении C(C'):

$$M_{из max} = 0,23q_{y max} \cdot R^2.$$

В сечении A(A') момент будет с обратным знаком, а по величине почти равный  $M_{из max}$ .

Для фюзеляжей больших летательных аппаратов нарушается линейная зависимость между изгибающим моментом и соответствующей ему кривизной оси фюзеляжа. Последняя растёт быстрее. Это связано со сплющиванием поперечных сечений, что ведёт к росту  $\sigma$ . Для каждой конструкции существует предельное значение изгибающего момента, превышение которого приводит к полному сплющиванию поперечных сечений и разрушению фюзеляжа. Предельное значение изгибающего момента и соответствующее ему  $\sigma$  можно назвать критическими. По величине  $\sigma_{кр}$  должны превышать разрушающие напряжения стрингеров. Для фюзеляжа без конечной длины:

$$\sigma_{кр} = 1,2E_{стр} \sqrt{\frac{J}{R^2 t_{стр} \delta_{об}}}.$$

Для фюзеляжа конечной длины охр получается больше, чем по формуле **Error! Reference source not found..** Поэтому расчёт по ней идёт в запас прочности.

## 6 Нагружение фонаря кабины и носовой части фюзеляжа

Локальные аэродинамические нагрузки на фонарь кабины и носовую часть фюзеляжа определяются по результатам испытаний модели в аэродинамической трубе при числе М полёта и угле атаки случая А', а также на режиме скольжения при нулевом угле атаки, причём угол скольжения определяется по формуле

$$\beta^0 = 15^0 - \frac{V_{\max \max}}{33,3}, \text{ при } V_{\max \max} < 333 \text{ м/с};$$

$$\beta^0 = 8^0 - \frac{V_{\max \max}}{111}, \text{ но не менее } 3^0 \text{ при } V_{\max \max} > 333 \text{ м/с},$$

где  $V_{\max \max}$  – индикаторная скорость, соответствующая  $q_{\max \max}$ .

Прочность передних стёкол фонаря также проверяется на случай С. Кроме того, прочность фонаря кабины должна быть проверена при несимметричном распределении нагрузки по поперечному сечению фонаря. Для этого с одной половины фонаря снимается, а к другой половине фонаря добавляется 10% нагрузки от симметричного нагружения.

При отсутствии данных продувок распределение аэродинамической нагрузки принимается согласно нормам прочности, в которых имеются эпюры относительных давлений на носовой части нескольких видов фюзеляжей (Рисунок 15). Выбирается наиболее близкий по форме к рассчитываемому вариант фюзеляжа. Величины относительных давлений умножаются на  $q_{\max \max}$ . Коэффициент безопасности  $f = 1,5$ .

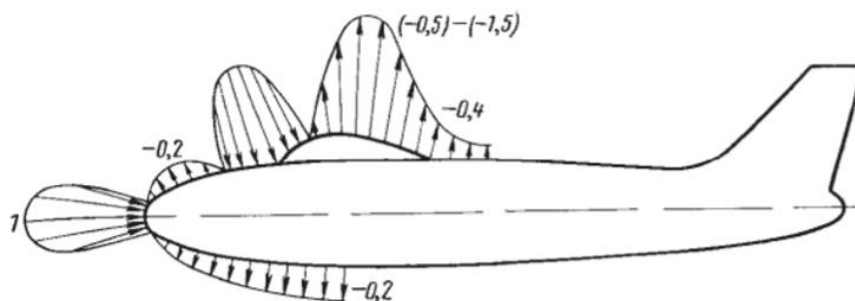


Рисунок 15 – Эпюры относительных давлений на носовой части фюзеляжа

Нагрузка на фонари гермокабин берётся, как указано выше, плюс избыточное давление в кабине. Коэффициент безопасности  $f = 3$ .

Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата

1306.558908.000 ПЗ

Лист

19

Кроме того, передние стёкла фонаря кабины проверяются расчётом и испытываются на ударную нагрузку (птицестойкость). При этом задаются массой птицы (для самолётов транспортной категории она составляет 1,8 кг) и скоростью соударения.

					1306.558908.000 ПЗ	Лист
Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата		20

## 7 Расчет деформаций фюзеляжа при кручении и изгибе

С увеличением скоростей полёта влияние деформации конструкции на управляемость оказывает всё большее значение. Эксперименты показывают, что самолёты, имеющие хорошую управляемость, имеют и относительно малые деформации.

Погонный угол закручивания фюзеляжа определяют по формуле

$$\theta = \frac{M_{кр}}{\Omega^2 G} \oint \frac{ds}{\delta}.$$

Угол закручивания концевое сечения хвостовой части фюзеляжа относительно крыла равен

$$\theta = \int_z^l \theta \cdot dx = \frac{M_{кр}}{G} \cdot \int_0^l \frac{1}{\Omega^2} \left( \oint \frac{ds}{\delta} \right) \cdot dx.$$

Интеграл берётся численно с использованием, к примеру, формулы трапеций. Сначала мысленно разрезают хвостовую часть фюзеляжа на  $n$  отсеков одинаковой длины  $\Delta x$ . В каждом отсеке берут среднее сечение и для него вычисляют интеграл и далее подсчитывают  $\oint ds/\delta = A_i$  и далее подсчитывают величину  $B_i = A_i / \Omega_i^2$ . После этого применяют формулу трапеций.

$$\varphi = \frac{M_{кр} \cdot \Delta x}{G} \cdot \left( \sum_{i=0}^n B_i - 0,5 \cdot (B_0 + B_n) \right).$$

При расчёте прогибов фюзеляжа по аналогии с прямым крылом можно записать дифференциальные уравнения упругой линии балки в двух плоскостях

$$\frac{d^2 y}{dx^2} = \frac{M_z}{EJ_z};$$

$$\frac{d^2 z}{dx^2} = \frac{M_y}{EJ_y}.$$

Дважды численно интегрируя эти уравнения от узлов крепления крыла в нос и в хвост фюзеляжа, сначала получим функции углов девиации (поворота сечения), а затем функции прогибов  $y(x)$  и  $z(x)$ .

Приведём приближённые величины деформации, полученные на основе статистики, которые не следует превышать при действии максимальной эксплуатационной нагрузки для всех расчётных случаев нагружения. Угол закручивания концевое сечения фюзеляжа  $\varphi \leq 1,5^0$ . При этом угол закручивания стабилизатора не должен превышать  $2,5^0$ . Угол девиации фюзеляжа в зоне крепления хвостового оперения не должен превосходить  $1,0^0$  в плоскости наибольшей жёсткости и  $0,5^0$  в плоскости наименьшей жёсткости.

					1306.558908.000 ПЗ	Лист
Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата		22

## 8 Расчет фюзеляжей на прочность в зоне больших вырезов

Если хотя бы один из линейных размеров выреза сравним с шириной (диаметром) фюзеляжа, то такой вырез является большим.

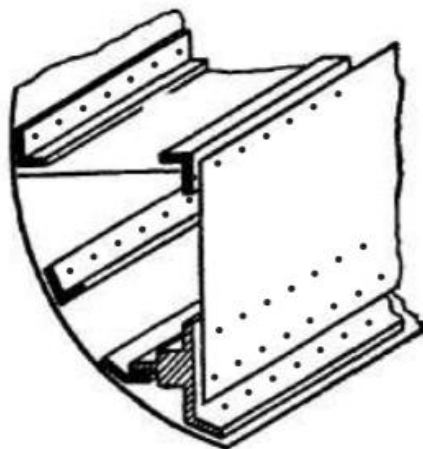


Рисунок 16 – Поперечное сечение топового бимса

К ним можно отнести вырезы под грузовые люки, бомболюки, фонари. Малые вырезы в виде смотровых лючков в расчёт не принимаются, поскольку они не влияют в целом на работу силовой конструкции. Подкрепление больших вырезов по контуру осуществляется в продольном направлении  $x$  лонжеронами (бимсами), а в поперечном направлении – усиленными шпангоутами. Бимсы выполняют в виде мощных прессованных профилей или тонкостенных балок с закрытым контуром поперечного сечения (Рисунок 16). Их продолжают в замкнутую часть фюзеляжа на некоторую дистанцию  $\Delta l$ , примерно равную ширине выреза, для полноценного включения бимсов в работу.

Длина большого выреза влияет на работу сечений фюзеляжа, главным образом, при кручении, а ширина выреза - при изгибе. Кроме того, значительно влияет на работу сечений фюзеляжа форма подкрепления больших вырезов по их контуру.

Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата

1306.558908.000 ПЗ

Лист

23

## Заключение

В данной лабораторной работе было произведено ознакомление с методом расчета фюзеляжа на статическую прочность и жесткость.

Были изучены основные виды нагрузок, действующих на фюзеляж:

- Усилия от агрегатов, крепящихся к фюзеляжу (крыло, оперение, шасси, двигатели);
- Инерционные силы от масс грузов, размещенных внутри фюзеляжа (топливо, экипаж, пассажиры, оборудование) и от собственной массы конструкции фюзеляжа;
- Локальные нагрузки от аэродинамического воздействия набегающего потока от столкновения с птицами (район носовой части фюзеляжа и кабины);
- Избыточное внутреннее давление (для герметичных отсеков фюзеляжа).

Была изучена расчётная схема фюзеляжа является балка переменной жёсткости, лежащая на двух или более опорах. В полёте опорами фюзеляжа являются лонжероны крыла.

					1306.558908.000 ПЗ	Лист
Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата		24



## Список литературы

1. Чепурных И.В. Прочность конструкций летательных аппаратов: учеб. пособие – Комсомольск-на-Амуре: ФГБОУ ВПО «КНАГТУ», 2013. – 137 с. (с.72 – с. 87).

					1306.558908.000 ПЗ	Лист
Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата		25