

Министерство высшего и среднего специального образования  
Р С Ф С Р

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени  
авиационный институт им. С.П.Королева

Б.А. Давров

РАСЧЕТ ПРОЧНОСТИ ФИБРЕЛЯЖА

Учебное пособие

Куйбышев 1982

УДК 629.7.015

Л а в р о в Б.А. Расчет прочности фюзеляжа: учебное пособие. - Куйбышев: КуАИ, 1982. - 52с.

В пособии рассматривается нагружение фюзеляжа и уравнивание самолета в полетных и посадочных случаях. Расчетные случаи увязываются с реальным нагружением, дается анализ работы элементов фюзеляжа, излагается методика определения нормальных и касательных напряжений при изгибе и кручении фюзеляжа, приводится проектировочный расчет сечения фюзеляжа, рассмотрены вопросы нагружения герметических кабин и их расчет на прочность.

Учебное пособие предназначено для студентов специальности 0535 вечернего обучения и студентов специальности 1610 дневного обучения. Оно может быть также использовано на ФПК инженеров авиационной промышленности.

Рис. 31, библиография - 6 назв.

Рассмотрено и утверждено редакционно-издательским советом института

## I. ВВЕДЕНИЕ

Фюзеляж является силовой базой - опорой всего самолета, т.к. к нему крепятся и в силовом отношении на нем замыкаются крыло, оперение, шасси и силовые установки. Кроме того, в нем размещаются экипаж, топливо, пассажиры, вооружение, двигатели, оборудование и грузы.

Фюзеляж современного самолета имеет, как правило, круглое сечение. Длина фюзеляжа определяется необходимым плечом для хвостового оперения и размещением грузов, оборудования, топлива и т.д.

## 2. НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ФЮЗЕЛЯЖ

Так как фюзеляж является строительной базой самолета, то главными внешними нагрузками будут силы, передающиеся на него от прикрепленных к нему частей самолета (крыльев, оперения, шасси, силовой установки). Эти силы определяются из расчета данного агрегата при соответствующих значениях эксплуатационной перегрузки и коэффициента безопасности. Кроме того, на фюзеляж действуют сосредоточенные массовые силы от масс грузов и агрегатов, расположенных внутри фюзеляжа, а также распределенные массовые силы от массы собственной конструкции фюзеляжа. Для определения таких нагрузок необходимо знать ускорения либо перегрузки в любой точке фюзеляжа. С этой целью производится динамическое уравнивание всего самолета в целом.

На поверхности фюзеляжа возникают местные аэродинамические силы разрежения и давления.

Для сверхзвуковых самолетов из-за кинетического нагрева в конструкции фюзеляжа могут возникать внутренние усилия (температурные напряжения).

Аэродинамические нагрузки фюзеляжа при симметричном обтекании в основном являются самоуравновешенными в поперечных сечениях и поэтому влияют только на местную прочность. Величины этих нагрузок определяются путем продувок или по рекомендациям норм прочности. В отдельных местах воздушные нагрузки с учетом внутреннего давления могут достигать величины  $10^5 \text{ Па}$  ( $10^4 \frac{\text{кгс}}{\text{м}^2}$ ).

Величину и распределение таких нагрузок на поверхности фюзеляжа нужно знать для расчета прочности и жесткости замков крепления люков, фонарей, отдельных участков обшивки и воздушных каналов.

Температурные напряжения фюзеляжа сверхзвукового самолета, как правило, получаются небольшими в силу незначительности градиента температур по его длине. Но в отдельных местах они могут достигать значительной величины. Например, в местах соединения центроплана крыла самолета Ту-144 с фюзеляжем, в местах крепления двигателя и форсажных камер и т.д.

Фюзеляж должен обеспечить восприятие всех нагрузок, передающихся на него от других частей самолета, во всех расчетных случаях, задаваемых нормами прочности.

Коэффициенты эксплуатационной перегрузки ( $n^3$ ) и безопасности ( $f$ ) для фюзеляжа принимаются в соответствии с рассматриваемым случаем. Исключения составляют некоторые посадочные случаи, в которых для фюзеляжа коэффициент безопасности берется несколько большим, чем для посадочных устройств. Это делается с той целью, чтобы при недопустимо грубой посадке в первую очередь разрушались эти устройства, а не фюзеляж.

Кроме нагрузок в полетных и посадочных случаях нормы прочности предусматривают для фюзеляжа дополнительные случаи нагружения.

Случай  $N_{\Phi}$ . Рассматривается нагрузка вбок носовой части фюзеляжа (от носа до первого лонжерона крыла). В расчетной схеме принимается, что носовая часть фюзеляжа жестко заделана на первом лонжероне. Равнодействующая массовых сил прилагается в центре тяжести носовой части  $N_{N\Phi} = 1,5$ ,  $f = 2$ .

Случай  $K_{\Phi}$  (рис. 2.1а). Рассматривается для самолетов только с хвостовым колесом. Самолет рассматривается в положении на основных стойках и носовой части. В центре масс приложена сила, нормальная к земле.

Случай  $P_{\Phi}$  - полный капот (рис. 2.1б). Самолет находится в перевернутом положении. Этот случай рассматривается только для самолетов с массой  $m \leq 10000$  кг.

Случай  $P_{\Phi}$ . Рассматривается посадка на фюзеляж или gondoles двигателей с убранными шасси (рис. 2.1в). Реакции земли  $P_y$  и  $P_x$  приложены на любом участке в секторе с углами  $60^\circ$  и  $30^\circ$ .

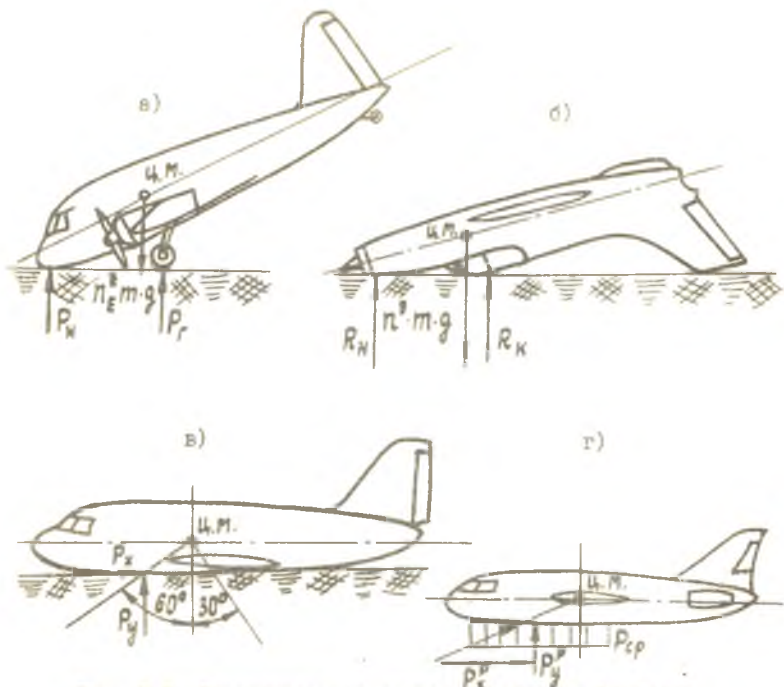


Рис. 2.1. Дополнительные случаи нагружения фюзеляжа  
 а) случай  $K_{\Phi}$ ; б) случай  $P_{\Phi}$ ;  
 в) случай  $P_{\Phi}$ ; г) случай  $M_{\Phi}$ .

Случай  $M_{\Phi}$  - вынужденная посадка на воду (рис. 2.1г). Прочность частей фюзеляжа, обеспечивающих плавучесть, проверяется на расчетную распределенную гидродинамическую нагрузку с вертикальным  $P_y = 2,0 m_{\text{пос}} \cdot g$ , горизонтальным  $P_x = 9,0 m_{\text{пос}} \cdot g$  и боковым  $P_z = \pm 2,25 m_{\text{пос}} \cdot g$  компонентами равнодействующей удара.

Вертикальная составляющая распределяется по ширине фюзеляжа по закону квадратичной параболы со средней интенсивностью  $P_{cp} = 5 \cdot 10^4 \text{ Па}$  ( $5 \cdot 10^3 \frac{\text{кгс}}{\text{м}^2}$ ), а по длине фюзеляжа - равномерно.

Точка приложения равнодействующей гидродинамических сил к фюзеляжу определяется из условия прохождения линии ее действия через центр масс самолета.

### 3. УРАВНОВЕШИВАНИЕ САМОЛЕТА

Главными нагрузками фюзеляжа в отличие от аэродинамической нагрузки крыла и оперения, являются сосредоточенные силы от прикрепленных к нему частей самолета и нагрузки от массы собственной конструкции агрегатов и грузов, расположенных в фюзеляже.

В самом общем случае массовая сила  $P_i^z$ , с которой масса  $m_i$  действует на фюзеляж, определяется формулой

$$P_i^z = n_i^z \cdot m_i \cdot g. \quad (3.1)$$

Следовательно, для определения массовых нагрузок необходимо знать перегрузки в любой точке самолета. С этой целью производится динамическое уравнивание всего самолета в целом.

Под уравниванием самолета понимается определение массовых сил, динамически уравнивающих поверхностные силы и моменты, действующие на самолет.

Уравнивание самолета производится для всех полетных и посадочных случаев нагружения.

#### 3.1. Уравнивание самолета в вертикальной плоскости

При уравнивании самолета в вертикальной плоскости необходимо рассмотреть случаи нагружения горизонтального оперения и посадочные случаи.

3.1.1. Действие на горизонтальном оперении уравнивающей нагрузки. При действии на горизонтальном оперении уравнивающей нагрузки  $P_{yр}^z$  (рис. 3.1) моменты всех аэродинамических сил относительно поперечной оси  $\bar{z}$  самолета, проходящей через его центр масс, находятся в равновесии.

На фюзеляж в этом случае действуют подъемная сила крыла  $Y_{кр}$ , передающаяся на фюзеляж через узлы крепления крыла, подъемная сила горизонтального оперения  $Y_{г.о} = P_{yр}^z$ , передающаяся на фюзеляж через соответствующие узлы, и массовые силы от массы конструкции фюзеляжа и размещенных в нем грузов.

Массовые силы определяются величиной перегрузки  $n_y$  само-

лета, вычисляемой по формуле

$$n_y = \frac{Y}{m \cdot g} \quad (3.2)$$

Здесь  $Y = Y_{кр} + Y_{г.о.}$  - подъемная сила самолета, соответствующая рассматриваемому случаю нагружения,  $m$  - полетная масса самолета,  $g$  - ускорение силы тяжести. Ввиду относительной малости подъемная сила фюзеляжа не учитывается.

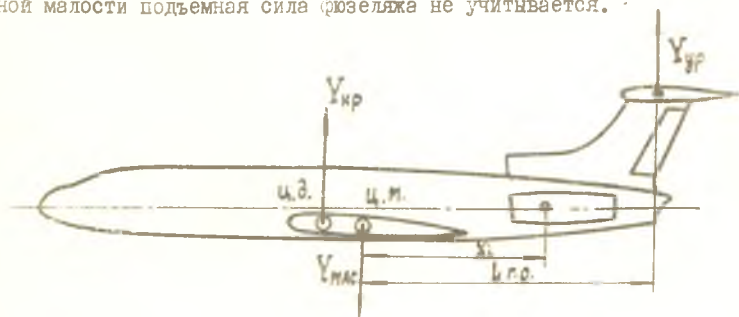


Рис. 3.1. Силы, действующие на самолет

Для подъемной силы крыла имеем

$$Y_{кр} = n^3 \cdot m \cdot g. \quad (3.3)$$

Коэффициент перегрузки  $n^3$  задается нормами прочности для каждого расчетного случая.

Что касается подъемной силы горизонтального оперения, то она находится из условия равновесия моментов аэродинамических сил относительно поперечной оси  $Z$  (рис. 3.1):

$$Y_{г.о.} = \frac{Y_{кр} (X_{г.} - X_{м})}{L_{г.о.}}. \quad (3.4)$$

Здесь через  $X_{г.}$  и  $X_{м}$  обозначены координаты центра давления крыла и центра масс самолета;  $L_{г.о.}$  - расстояние от центра масс самолета до центра давления горизонтального оперения.

Таким образом, перегрузка в центре масс и для любой точки фюзеляжа будет равна

$$n_y = n^3 + \frac{P_{г.о.}^3}{m \cdot g}. \quad (3.5)$$

3.1.2. Действие на горизонтальном оперении уравновешивающей и маневренной нагрузки (случаи  $A'$ ;  $B$  и  $C$ ). При одновременном действии на горизонтальное оперение уравновешивающей  $Y_{ур}$  и маневренной  $\Delta Y_{г.о.} = \Delta P_M^z$  нагрузок (рис. 3.2) равновесие моментов аэродинамических сил относительно оси  $z$  нарушится, вследствие чего самолет будет вращаться вокруг поперечной оси с некоторым угловым ускорением  $\epsilon_z$ , определяемым из уравнения

$$\epsilon_z = \frac{M_z}{J_z} = \frac{\Delta P_M^z \cdot L_{г.о.}}{J_z}, \quad (3.6)$$

в котором  $M_z$  - момент аэродинамических сил относительно оси  $z$ ,  $J_z$  - момент инерции самолета относительно этой же оси. Угловое ускорение  $\epsilon_z$  считается положительным, если оно направлено на кабрирование.

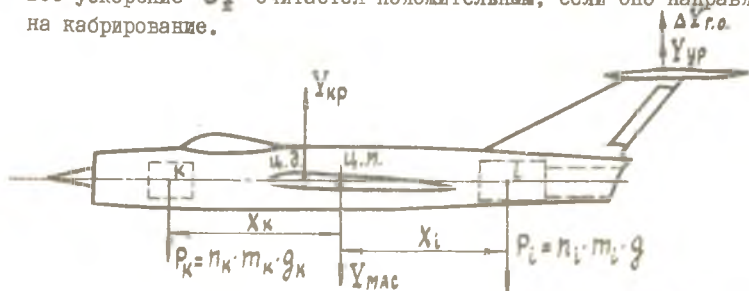


Рис. 3.2. Схема сил, действующих на самолет при  $\Delta P_M^z \neq 0$

Величина нагрузки  $\Delta Y_{г.о.}$  задается нормами прочности.

Момент инерции самолета  $J_z$  можно вычислить по формуле

$$J_z = \sum m_i \cdot x_i^2 = m \cdot i_z^2, \quad (3.7)$$

где  $x_i$  - координата  $i$ -ой массы,  $i_z$  - радиус инерции самолета относительно оси  $z$ .

На фюзеляж при нагружении горизонтального оперения уравновешивающей и маневренной нагрузками действуют подъемная сила крыла  $Y_{кр}$  и подъемная сила горизонтального оперения, равная

$$Y_{г.о.} = Y_{ур} + \Delta Y_{г.о.}$$

Здесь  $Y_{ур}$  - уравновешивающая сила горизонтального оперения, определяемая из условия равновесия моментов аэродинами-



ческих сил относительно оси  $Z$ .

Кроме этих сил на фюзеляж действуют также и массовые силы. Они определяются перегрузкой  $n_i$ , которая в отличие от предыдущего случая нагружения горизонтального оперения одной уравновешивающей силой является переменной по длине фюзеляжа и вычисляется по формуле (рис. 3.2):

$$n_i = \frac{Y}{m \cdot g} + \frac{\varepsilon_z}{g} X_i. \quad (3.8)$$

Первое слагаемое этой формулы (перегрузка в центре масс самолета) обусловлено поступательным ускорением всего самолета в направлении подъемной силы  $Y$ , равной

$$Y = Y_{кр} + Y_{ур} + \Delta Y_{г.о.} \quad (3.9)$$

Второе слагаемое формулы (3.8) соответствует линейному ускорению  $\varepsilon_z \cdot X_i$  на расстоянии  $X_i$  от центра масс самолета.

Таким образом, при действии маневренной нагрузки на горизонтальное оперение величина перегрузки в любой точке фюзеляжа будет определяться величиной алгебраической суммы

$$n_i = n_{ц.м.} + n_{в.р.}, \quad (3.10)$$

где  $n_{ц.м.} = \frac{P_{ур}^2 - \Delta P_{г.о.}^2}{m \cdot g}$  - перегрузка центра масс самолета,  $n_{в.р.} = \frac{\varepsilon_z}{g} X_i$  - перегрузка за счет вращения самолета относительно поперечной оси  $Z$ . На рис. 3.2 показано распределение линейных ускорений в направлении оси  $Y$  и соответствующих им перегрузок. Ускорениям, направленным вверх по оси  $Y$ , соответствуют массовые силы, направленные вниз, и наоборот.

3.1.3. Уравновешивание самолета при посадке. При посадке самолета с одинаковым нагружением главных колес шасси на фюзеляж действуют нагрузки, симметричные относительно вертикальной плоскости симметрии самолета.

Рассмотрим случай посадки самолета с ударом в главные колеса шасси (рис. 3.3).

Обозначим через  $P$  - силу, задаваемую нормами прочности. Кроме силы  $P$  на самолет будет действовать подъемная сила  $Y \cong m \cdot g$  и вес.

Разложим силу удара  $P$  по направлению оси фюзеляжа ( $P_x$ ) и перпендикулярно к ней ( $P_y$ ). Тогда, считая приближенно,

что подъемная сила  $Y$  перпендикулярна к оси фюзеляжа, получим перегрузку при поступательном движении

$$n_n = \frac{Y + P_y}{m \cdot g} = 1 + \frac{P_y}{m \cdot g} \quad (3.11)$$

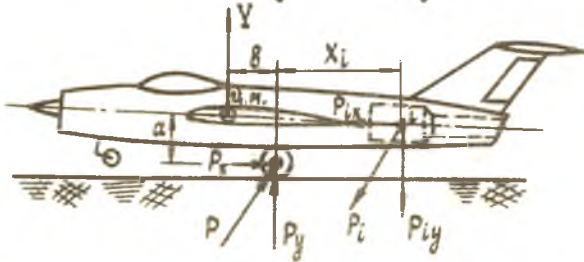


Рис. 3.3. Силы, действующие на самолет при посадке

Кроме поступательного движения сила  $P$  создает еще и вращение, которому соответствует угловое ускорение  $\epsilon_z$ , равное

$$\epsilon_z = \frac{P_x \cdot a + P_y \cdot b}{J_z} \quad (3.12)$$

Следовательно, перегрузка в направлении оси  $y$  в произвольной точке фюзеляжа с координатой  $X_i$  будет равна сумме

$$n_y = n_n + \frac{\epsilon_z}{g} X_i = 1 + \frac{P_y}{m \cdot g} + \frac{\epsilon_z}{g} X_i \quad (3.13)$$

Этой перегрузке будут соответствовать массовые силы, направленные вниз (рис. 3.3).

Перегрузка вдоль оси  $x$  будет равна

$$n_x = \frac{P_x}{m \cdot g} \quad (3.14)$$

Возникающие при этом массовые силы будут направлены в сторону, противоположную скорости поступательного движения самолета. Суммарная перегрузка массы  $i$  определится геометрической суммой обеих перегрузок.

### 3.2. Уравновешивание самолета в плоскости, перпендикулярной плоскости симметрии самолета

Нагрузки в плоскости, перпендикулярной плоскости симметрии, создают несимметричное нагружение самолета и фюзеляжа.

Несимметричное нагружение будет при действии нагрузок на вертикальном оперении, при одновременном нагружении горизонтального и вертикального оперения, при посадке с боковым ударом.

Уравновешивание самолета в этих случаях проводится так же, как и при действии сил в вертикальной плоскости (плоскости симметрии самолета).

Рассмотрим случай действия нагрузки на вертикальном оперении при отклонении руля поворота. При этом возникает сила  $P_{\beta_0}$ , которая проходит на некотором расстоянии от оси жесткости фюзеляжа. Эта сила вызывает изгиб фюзеляжа относительно вертикальной оси  $y$  и кручение моментом  $M_x$ , равным

$$M_x = P_{\beta_0} \cdot h,$$

где  $h$  - расстояние от точки приложения силы  $P_{\beta_0}$  до оси жесткости фюзеляжа.

При отклонении руля поворота появляются перегрузки  $n_z$  в направлении, перпендикулярном плоскости симметрии самолета. Эти перегрузки, переменные по длине фюзеляжа, определяются следующим образом.

Силу  $P_{\beta_0}$  можно представить в виде суммы

$$P_{\beta_0} = P_{y_p} + \Delta P_{\beta_0}, \quad (3.15)$$

где  $P_{y_p}$  - сила, действующая на вертикальное оперение и уравновешивающая момент внешних сил относительно вертикальной оси самолета (рис. 3.4),  $\Delta P_{\beta_0}$  - дополнительная сила (маневренная нагрузка), вызывающая ускоренное вращение самолета вокруг центра тяжести.

Величина уравновешивающей силы  $P_{y_p}$  определяется из уравнения равновесия моментов

$$P_{y_p} = \frac{M_y}{L_{\beta_0}} \quad (3.16)$$

Здесь  $M_y$  - момент внешних сил относительно вертикальной оси самолета;  $L_{\xi.o}$  - расстояние от центра давления вертикального оперения до центра масс самолета.

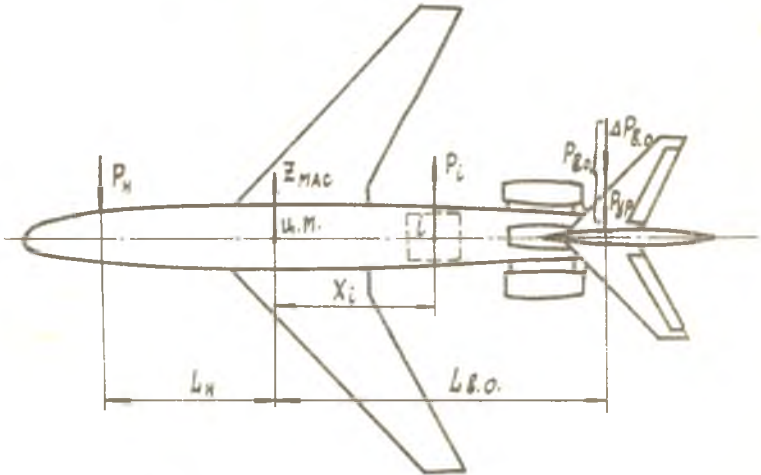


Рис. 3.4. Силы, действующие на самолет при несимметричном нагружении

К силе  $P_{\xi.o}$  необходимо добавить аэродинамическую силу носовой части фюзеляжа  $P_H$ , возникающую при полете со скольжением.

Тогда боковая сила, действующая на самолет, будет равна

$$P = P_{yP} + \Delta P_{\xi.o} - P_H. \quad (3.17)$$

Эта сила создает вдоль оси  $z$  поступательное ускорение, которому соответствует перегрузка  $n'_z$ , постоянная по длине фюзеляжа и равная

$$n'_z = \frac{P}{m \cdot g}. \quad (3.18)$$

Далее, сила  $\Delta P_{\xi.o}$  вызывает угловое ускорение

$$\epsilon_y = \frac{\Delta P_{\xi.o} \cdot L_{\xi.o}}{J_y}, \quad (3.19)$$

где  $J_y$  - момент инерции самолета относительно вертикальной оси  $y$ .

Ускорению  $\epsilon_y$  на расстоянии  $X_i$  от центра масс самолета соответствует линейное ускорение  $\epsilon_y \cdot X_i$  и перегрузка  $\frac{\epsilon_y}{g} X_i$ .

Таким образом, в точке, находящейся на расстоянии  $X_i$  от центра масс самолета, полная перегрузка будет равна алгебраической сумме:

$$n_z = n'_z + \frac{\epsilon_y}{g} X_i. \quad (3.20)$$

При посадке самолета с боковым ударом также будет несимметричное нагружение фюзеляжа. В этом случае уравнивание самолета и определение перегрузок аналогично рассмотренному выше случаю. Равновесие достигается приложением массовых сил поступательного и вращательного движения. Допустимые упрощения приводятся в нормах прочности.

#### 4. ПОСТРОЕНИЕ ЭПЮР ПЕРЕРЕЗЫВАЮЩИХ СИЛ И ИЗГИБАЮЩИХ МОМЕНТОВ ДЛЯ ФЮЗЕЛЯЖА

Для упрощения построения эпюр перерезывающих сил и изгибающих моментов распределенные массовые нагрузки от массы конструкции фюзеляжа целесообразно представить в виде ряда сосредоточенных сил. Для этого следует фюзеляж разбить на отсеки, как показано на рис. 4.1.

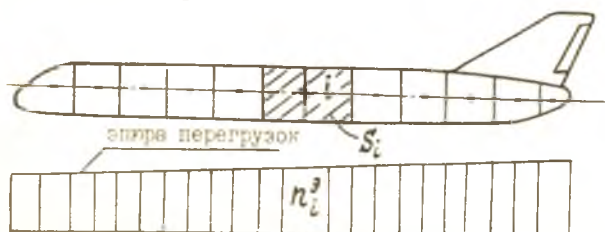


Рис. 4.1. Схема разбивания фюзеляжа на отсеки.

Тогда массовая сила  $i$ -го отсека приблизительно будет равна

$$P_{\varphi i}^z = \frac{m_{\varphi} \cdot g}{S_{\varphi}} S_i \cdot n_i^z. \quad (4.1)$$

Здесь  $m_{\varphi}$  - масса конструкции фюзеляжа,  $S_{\varphi}$  - площадь боковой проекции фюзеляжа,  $S_i$  - площадь боковой проекции  $i$ -го отсека,  $n_i^z$  - среднее значение перегрузки  $i$ -го отсека. Величины  $S_{\varphi}$  и  $S_i$  определяются по чертежу.

При построении эпюр перерезывающих сил  $Q_y^p$  и изгибающих моментов  $M_z^p$  фюзеляж можно рассматривать как балку, опирающуюся на лонжероны крыла и нагруженную сосредоточенными массовыми силами, нагрузками со стороны горизонтального оперения и реакциями крыла. На рис. 4.2 показаны схема нагружения фюзеляжа и примерный вид эпюр  $Q_y^p$  и  $M_z^p$ .

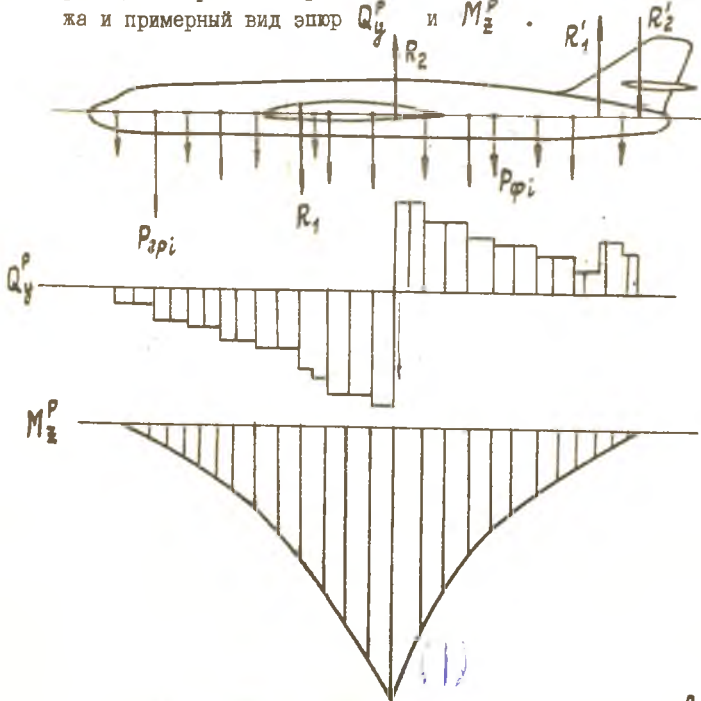


Рис. 4.2. Схема нагружения фюзеляжа и эпюры  $Q_y^p$  и  $M_z^p$

Построение эпюр  $Q_z^P$ ,  $M_y^P$  и  $M_x^P$  при несимметричном нагружении фюзеляжа проводится так же.

На рис. 4.3 представлена схема нагружения фюзеляжа и примерный характер эпюр  $Q_z^P$ ,  $M_y^P$  и  $M_x^P$  для хвостовой части фюзеляжа.

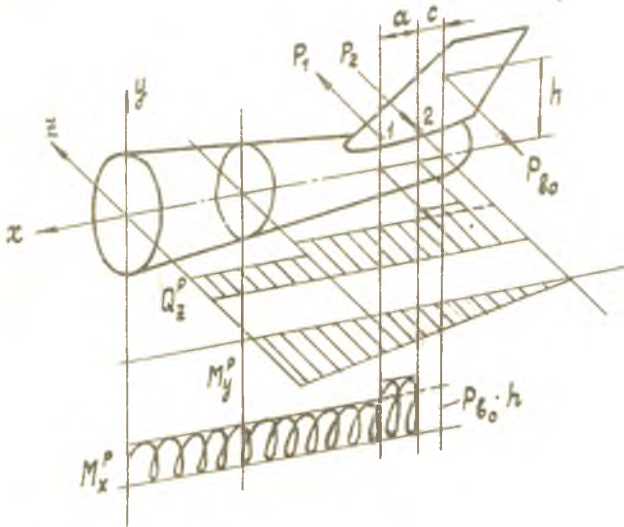


Рис. 4.3. Схема нагружения хвостовой части фюзеляжа и эпюр  $Q_z^P$ ,  $M_y^P$  и  $M_x^P$

При построении эпюр предполагалось, что узел 1 крепления кля к фюзеляжу шарнирный, а узел 2 - моментный. Тогда  $P_1 = P_{\delta_0} \cdot \frac{c}{a}$  и  $P_2 = P_{\delta_0} \cdot (1 - \frac{c}{a})$ . В случае стреловидного кля крутящий момент на участке между узлами 1 и 2 больше ( $M_x = P_{\delta_0} \cdot (h + \frac{c}{a})$ ), чем в сечениях за узлом 1 ( $M_x = P_{\delta_0} \cdot h$ ).

4.0.1.12

## 5. РАСЧЕТ ФЮЗЕЛЯЖА НА ПРОЧНОСТЬ ПРИ ИЗГИБЕ И КРУЧЕНИИ

Фюзеляж самолета представляет собой тонкостенную конструкцию, аналогичную конструкции крыла, и состоит из каркаса и обшивки. Каркас образуется из продольного набора (стрингеров и лонжеронов) и поперечного набора (шпангоутов). Стрингеры подкрепляют обшивку и способствуют увеличению критических напряжений обшивки на сжатие и сдвиг. Кроме того, они воспринимают аэродинамические нагрузки от обшивки и передают их на шпангоуты.

Сосредоточенные массовые силы от агрегатов воспринимаются непосредственно шпангоутами фюзеляжа. Последние передают эти силы на обшивку в виде некоторого потока касательных сил. Заклепки, связывающие обшивку со шпангоутами, работают при этом на срез. Шпангоуты подразделяются на так называемые нормальные и усиленные (силовые). Нормальные шпангоуты обеспечивают неизменность формы поперечного сечения фюзеляжа и служат опорами для стрингеров и обшивки, воспринимающих местные воздушные нагрузки.

Изгибающие моменты, возникающие при нагружении фюзеляжа, вызывают в элементах продольного набора нормальные усилия. Под действием поперечных сил и крутящих моментов в обшивке фюзеляжа появляются касательные напряжения.

Для расчета прочности фюзеляжа необходимо иметь эпюры поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов, построенные для расчетных (разрушающих) значений нагрузок. Размеры поперечных сечений силовых элементов фюзеляжа также должны быть известны.

Расчет прочности фюзеляжа сводится к определению нормальных напряжений в стрингерах (и лонжеронах, если они имеются) и касательных напряжений в обшивке.

### 5.1. Определение нормальных напряжений при изгибе фюзеляжа

При действии изгибающего момента, вызывающего напряжения и деформации за пределом упругости материала конструкции фюзеляжа, нормальные напряжения можно определить так же, как и нормальные напряжения при изгибе крыла, пользуясь методом редуцированных коэффициентов.



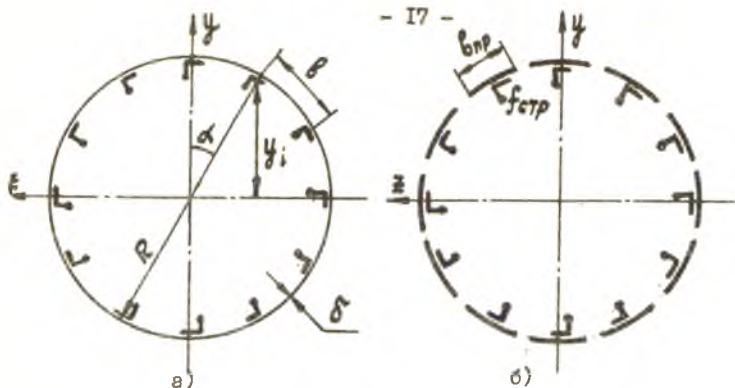


Рис. 5.1. Сечение фюзеляжа (а)  
и его расчетная (дискретная) схема (б)

Рассмотрим симметричный случай нагружения фюзеляжа. Пусть в некотором сечении фюзеляжа известна величина изгибающего момента  $M_z$ . Для вычисления нормальных напряжений по методу редуционных коэффициентов сплошное сечение фюзеляжа представим в виде совокупности сечений сосредоточенных элементов, включающих в себя площадь стрингера и часть прилегающей к стрингеру обшивки (рис. 5.1). Располагая диаграммами зависимости напряжений  $\sigma$  от деформаций  $\epsilon$  для всех элементов продольного набора (стрингеров с присоединенной к ним обшивкой), расчет нормальных напряжений ведем следующим образом. Обозначим через  $\sigma_i$  нормальное напряжение в продольном элементе с номером  $i$ . Тогда, следуя методу редуционных коэффициентов, можем записать, что

$$\sigma_i = \varphi_i \cdot \sigma_{\pi i} \quad (5.1)$$

Здесь  $\varphi_i$  - редуционный коэффициент рассматриваемого продольного элемента,  $\sigma_{\pi i}$  - нормальное напряжение в этом элементе, вычисленное в предположении, что он изготовлен из материала, подчиняющегося при любых деформациях закону Гука и имеющего некоторый модуль упругости  $E_0$ .

Величина напряжения  $\sigma_{\pi i}$  определяется по формуле

$$\sigma_{\pi i} = \frac{M_z}{J_{\pi z}} y_i \quad (5.2)$$

где  $J_{\pi z}$  - приведенный момент инерции сечения относительно нейтральной линии,  $y_i$  - расстояние от центра тяжести рассмат-

риваемого элемента продольного набора до нейтральной линии сечения.

Так как величины редуцированных коэффициентов  $\varphi_i$  заранее неизвестны, то расчет нормальных напряжений по формулам (5.1) - (5.2) ведется методом последовательных приближений так же, как и при расчете сечения крыла.

Расчет нормальных напряжений при действии на фюзеляж сил, перпендикулярных плоскости симметрии, проводится аналогично. Окончательная величина нормального напряжения в любом продольном элементе найдется путем суммирования нормальных напряжений (с учетом знака) от симметричной и обратно симметричной нагрузок.

Условием прочности для растянутого элемента будет неравенство

$$\sigma_i \leq 0,8 \sigma_g,$$

где  $\sigma_g$  - временное сопротивление материала элемента на растяжение. Для сжатого элемента должно выполняться условие

$$\sigma_i \leq \sigma_{кр}.$$

Здесь  $\sigma_{кр}$  - критическое напряжение для сжатого стрингера (или лонжерона).

### 5.2. Определение касательных напряжений при изгибе и кручении фюзеляжа

При симметричном нагружении фюзеляжа касательные усилия на участке обшивки, заключенном между двумя соседними стрингерами с номерами  $i$  и  $i + 1$ , определяются формулой

$$T = \frac{Q_y'}{J_{xz}} S_{xz}, \quad (5.3)$$

где  $Q_y'$  - поперечная сила в рассматриваемом сечении с учетом конусности фюзеляжа,  $S_{xz}$  - статический момент отсеченной части сечения, равный (рис. 5.2)

$$S_{xz} = \sum_1^k (f_{стр} + \delta_{пр} \cdot \delta) \cdot y_i,$$

где  $k$  - количество стрингеров в отсеченной части сечения фюзеляжа.

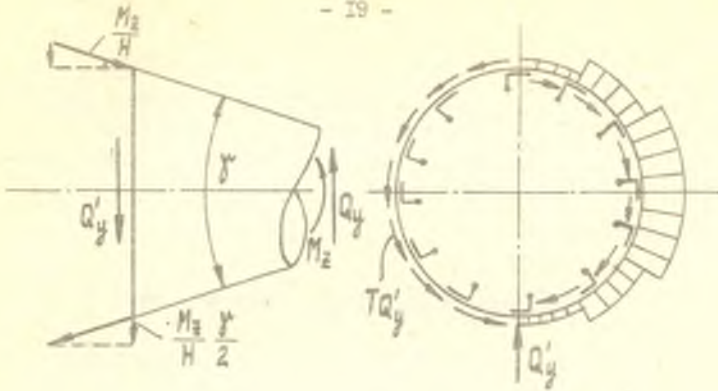


Рис. 5.2. Схема для определения касательных усилий в сечении фюзеляжа

Сила  $Q'_y$  находится по формуле

$$Q'_y = Q_y - \frac{M_z}{H} \gamma. \quad (5.4)$$

Здесь  $Q_y$  - полная поперечная сила, значение которой определяется по эпюре внешних нагрузок,  $M_z$  - изгибающий момент,  $\gamma$  - угол конусности фюзеляжа в боковой проекции (рис. 5.2). Размер  $H$  принимается равным  $\frac{2}{3}D$  ( $D$  - полная высота сечения фюзеляжа).

Примерный вид эпюры касательных усилий показан на рис.5.2.

Зная величину  $T$ , можно найти касательное напряжение по формуле

$$\tau = \frac{T}{\delta}, \quad (5.5)$$

где  $\delta$  - толщина обшивки.

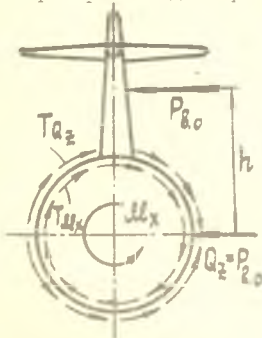


Рис. 5.3. Совместное нагружение фюзеляжа поперечной силой и крутящим моментом

Точно таким же образом проводится и расчет касательных напряжений от изгиба при действии силы  $Q_z$ , перпендикулярной плоскости симметрии самолета.

Касательные напряжения от крутящего момента  $M_x$  будут постоянны и равны

$$\tau = \frac{M_x}{R \cdot \delta}. \quad (5.6)$$

Здесь  $\Omega$  - удвоенная площадь фигуры, ограниченной контуром сечения фюзеляжа. Для круглого фюзеляжа  $\Omega = 2\pi R^2$ .

Окончательные значения касательных напряжений найдем, сложив, с учетом направления, касательные напряжения от изгиба и кручения (рис. 5.3).

### 5.3. Приближенный расчет прочности фюзеляжа

5.3.1. Расчет нормальных напряжений. Рассмотрим в первую очередь вопрос о приближенном расчете нормальных напряжений в сечении фюзеляжа, взятом в лонжеронном отсеке. В таком сечении изгибающий момент уравнивается, главным образом, осевыми усилиями верхнего и нижнего сводов фюзеляжа. Значительно меньшие усилия возникают в тонкой обшивке боковин фюзеляжа, подкрепленных небольшим количеством стрингеров. Поэтому для упрощения расчетов можно принять, что изгибающий момент  $M_z$  целиком воспринимается сводами фюзеляжа, а боковины совсем не принимают участия в работе отсека на изгиб. Тогда осевые усилия  $N$ , возникающие в сводах, будут равны

$$N = \frac{M_z}{H}. \quad (5.7)$$

Здесь  $H$  - расстояние между центрами тяжести сводов (рис. 5.4).

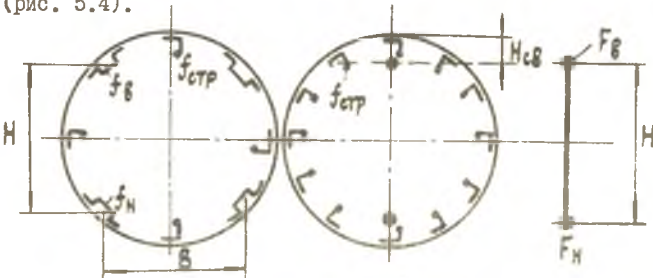


Рис. 5.4. Сечение фюзеляжа и его расчетная схема

Отсюда легко найти нормальные напряжения в лонжеронах верхнего и нижнего сводов:

$$\sigma_{верх} = \frac{N}{F_в}, \quad \sigma_{ниж} = \frac{N}{F_н}. \quad (5.8)$$

Здесь  $F_B$  и  $F_H$  - площади сечений соответственно верхнего и нижнего сводов, вычисляемые по формулам:

$$F_B = 2f_B + m \cdot \varphi_{стр} \cdot f_{стр} + \varphi_{об} \cdot f_{об} \quad (5.9)$$

$$F_H = 2f_H + m \cdot f_{стр} + f_{об}. \quad (5.10)$$

В этих выражениях  $f_B$  и  $f_H$  - площади верхнего и нижнего лонжеронов,  $f_{стр}$  - площадь одного стрингера,  $m$  - количество стрингеров в одном своде,  $f_{об}$  - площадь обшивки свода,  $\varphi_{об}$  и  $\varphi_{стр}$  - редукционные коэффициенты обшивки и стрингера.

Для обшивки

$$\varphi_{об} = \sqrt{\frac{\sigma_{кр.об}}{\sigma_{кр.стр}}} \quad (5.11)$$

Здесь

$$\sigma_{кр.об} = \frac{3,6E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2} + \frac{0,15E}{R/\delta}, \quad (5.12)$$

где, в свою очередь,  $\delta$  - толщина обшивки фюзеляжа,  $b$  - расстояние между стрингерами,  $R$  - радиус кривизны обшивки,  $E$  - модуль упругости материала обшивки.

Для стрингера

$$\varphi_{стр} = \frac{\sigma_{кр.стр}}{\sigma_B}. \quad (5.13)$$

Здесь  $\sigma_{кр.стр}$  - критическое напряжение стрингера.

Расчет нормальных напряжений по формулам (5.8) ведется методом последовательных приближений. При проведении расчетов следует иметь в виду, что если  $\sigma_B < \sigma_{кр.стр}$ , то  $\varphi_{стр} = 1$ .

Условием прочности для растянутого лонжерона, в данном случае нижнего, будет неравенство

$$\sigma_{ниж} \leq \sigma_B,$$

в котором  $\sigma_B$  - временное сопротивление материала лонжерона на растяжение. Для сжатого лонжерона должно иметь место условие

$$\sigma_{верх} \leq \sigma_{кр},$$

где  $\sigma_{кр}$  - критическое напряжение лонжерона.

Разрушение лонжеронного отсека фюзеляжа происходит обычно от разрушения лонжеронов. Для такого отсека потеря устойчивости обшивкой или стрингерами при сжатии не оказывает влияния на

общую прочность фюзеляжа.

Обратимся теперь к определению нормальных напряжений в стрингерном отсеке фюзеляжа. Прочность такого отсека определяется уже прочностью стрингеров.

При действии изгибающего момента на отсеченную часть фюзеляжа в сводах возникают нормальные усилия. Эти усилия, как и в предыдущем случае, можно свести к двум равнодействующим силам  $N$ , образующим пару с моментом  $M_z$ :

$$M_z = N \cdot H.$$

Здесь  $H$  - плечо пары. Приближенно принимают, что

$$H = \frac{2}{3} D,$$

где  $D$  - высота всего сечения фюзеляжа в стрингерном отсеке.

Нормальные напряжения стрингеров верхнего или нижнего сводов найдем, разделив силу  $N$  на площадь сечения соответствующего свода:

$$\sigma_{стр}^в = \frac{N}{F_в}, \quad \sigma_{стр}^н = \frac{N}{F_н}. \quad (5.14)$$

Здесь  $F_в$  и  $F_н$  - площади сечений верхнего и нижнего сводов, вычисляемые по формулам

$$F_в = m \cdot f_{стр} + \varphi_{об} \cdot f_{об}, \quad (5.15)$$

$$F_н = m \cdot f_{стр} + f_{об}. \quad (5.16)$$

Здесь

$$\varphi_{об} = \sqrt{\frac{\sigma_{кр.об}}{\sigma_{кр.стр}}}.$$

Критическое напряжение  $\sigma_{кр.об}$  определяется по формуле (5.12).

Прочность фюзеляжа в стрингерном отсеке определяется, как уже было отмечено выше, прочностью стрингеров, подкрепляющих обшивку. Потеря устойчивости сжатými стрингерами означает разрушение фюзеляжа.

Мы рассмотрели приближенный метод определения нормальных напряжений при действии сил, вызывающих симметричный изгиб фюзеляжа. Если фюзеляж подвергается действию сил, перпендикулярных плоскости симметрии, то возникающие при этом нормальные напряжения определяются аналогично предыдущему случаю нагружения.

Определив нормальные напряжения от симметричной и несимметричной нагрузок, окончательные значения нормальных напряжений в стрингерах найдем путем алгебраического суммирования напряжений от обеих нагрузок в отдельности.

5.3.2. Определение касательных напряжений. Рассмотрим сначала приближенный способ вычисления касательных напряжений при действии на фюзеляж симметричной нагрузки. Пусть в некотором сечении лонжеронного отсека фюзеляжа известна величина поперечной силы с учетом конусности фюзеляжа. Для определения касательных напряжений обычно делают предположение, что поперечная сила уравнивается лишь касательными усилиями в боковых панелях обшивки фюзеляжа. Если, кроме того, считать, что в этих панелях касательные напряжения распределяются равномерно (рис. 5.5), то их величина найдется из соотношения

$$\tau = \frac{Q'_y}{2H \cdot \delta} \quad (5.17)$$

Здесь  $\delta$  - толщина обшивки,  $H$  - расстояние между лонжеронами (высота панели).

В стрингерном отсеке фюзеляжа касательные напряжения можно найти по той же формуле (5.17), заменив размер  $H$  на  $\frac{2}{3}H$ .

Теперь перейдем к определению касательных напряжений при несимметричном нагружении фюзеляжа. В этом случае касательные напряжения возникают как от действия поперечной силы  $Q_z$ , так и крутящего момента  $M_x$ . Поперечная сила  $Q'_z$  фюзеляжа равна

$$Q'_z = Q_z - \frac{M_y}{B} \beta \quad (5.18)$$

В этом выражении  $M_y$  - изгибающий момент относительно оси  $y$ ,  $\beta$  - угол конусности фюзеляжа в виде сверху. Величина  $B$  принимается равной  $\frac{2}{3}D$  ( $D$  - ширина фюзеляжа).

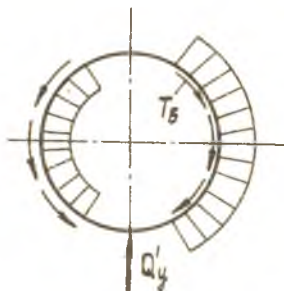


Рис. 5.5. Касательные усилия в сечении фюзеляжа с учетом конусности фюзеляжа

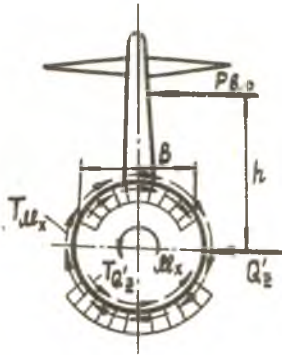


Рис. 5.6. Касательные усилия при несимметричном нагружении

Из рассмотрения рис. 5.6 следует, что касательные усилия в верхнем своде фюзеляжа будут равны

$$T_B = \frac{Q'_2}{B} + \frac{M_x}{\Omega} \quad (5.19)$$

и в нижнем своде

$$T_H = \frac{Q'_2}{B} - \frac{M_x}{\Omega} \quad (5.20)$$

В правой и левой боковинах фюзеляжа касательные усилия одинаковы и равны

$$T_B = \frac{M_x}{\Omega} \quad (5.21)$$

Окончательные значения касательных усилий найдем, сложив с учетом направления касательные усилия, возникающие как от симметричного, так и несимметричного нагружения фюзеляжа.

#### 5.4. Расчет прочности стрингеров

Стрингеры, как продольные элементы каркаса фюзеляжа, участвуют в общей работе фюзеляжа на изгиб. Поэтому возникающие в них продольные усилия можно определить в результате расчета нормальных напряжений при изгибе фюзеляжа. Помимо участия в работе на общий изгиб стрингеры воспринимают также и местные поперечные нагрузки, обусловленные действием воздушного давления или разрежения. Эти нагрузки передаются на стрингеры от обшивки фюзеляжа. Кроме того, обшивкой на стрингеры могут передаваться большие поперечные нагрузки  $q$  после потери устойчивости от сдвига. В этом случае стрингер работает уже как пояс тонкостенной балки, у которой стенка потеряла устойчивость от сдвига. Таким образом, стрингер фюзеляжа находится в условиях продольно-поперечного изгиба.

Остановимся более подробно на вопросе определения поперечной нагрузки  $q$ , возникающей после потери устойчивости обшивки фюзеляжа. Для приближенного вычисления этой нагрузки



заменяем две соседние криволинейные панели обшивки, разделенные стрингером, двумя плоскими панелями, работающими как плоская стенка после потери устойчивости. Пусть  $\tau$  - величина касательного напряжения, действующего в рассматриваемых панелях обшивки (принимая, что эти напряжения в обеих панелях одинаковы). Тогда, считая, что образующие волн, возникших в обшивке после потери устойчивости, составляют угол  $45^\circ$  с осью стрингера, можно найти поперечную нагрузку, действующую на стрингер (рис. 5.7):

$$q = \sigma \cdot \delta \cdot \sin \frac{\theta}{2}, \quad (5.22)$$

где  $\delta$  - толщина обшивки,  $\sigma$  - величина нормальных напряжений, возникающих в сечениях обшивки, перпендикулярных к образующим волн.

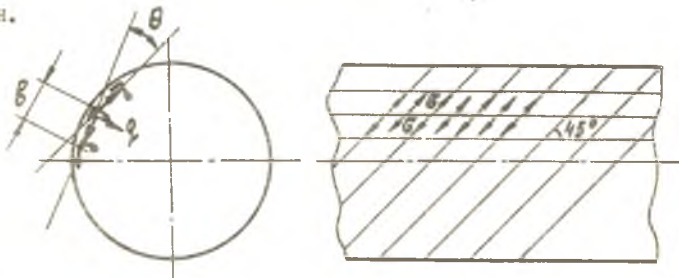


Рис. 5.7. Нагружение стрингера после потери устойчивости обшивки

Из курса строительной механики известно, что

$$\sigma = \frac{2P}{\delta \cdot \delta}. \quad (5.23)$$

Здесь  $P$  - поперечная сила, приходящаяся на одну панель обшивки шириной  $\delta$ . В нашем случае

$$P = \tau \cdot \delta \cdot \delta.$$

Тогда

$$q = 2\tau \cdot \delta \cdot \sin \frac{\theta}{2}.$$

Ввиду малости угла можно принять, что

$$q = \theta \cdot \tau \cdot \delta. \quad (5.24)$$

По формуле (5.24) можно вычислить поперечную нагрузку на стрингер, расположенный между двумя соседними панелями обшивки. Если же стрингер ограничивает вырез, то нагрузка со стороны обшивки будет определяться по-другому, а именно:

$$q = \frac{1}{2} \sigma \cdot \delta = \tau \cdot \delta. \quad (5.25)$$

Из сопоставления формул (5.24) и (5.25) видно, что нагрузка, действующая на стрингер, ограничивающий вырез, значительно больше нагрузки, действующей на промежуточный стрингер. Поэтому стрингеры, окаймляющие вырез обшивки фюзеляжа, должны быть усиленными.

Таким образом, можно считать стрингер как неразрезную балку, опирающуюся на шпангоуты.

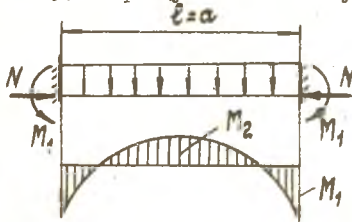


Рис. 5.8. Расчетная схема стрингера

Если стрингер имеет достаточную протяженность и расстояние между шпангоутами невелико по сравнению с длиной стрингера, то каждый его пролет можно рассчитывать независимо от остальных, рассматривая этот пролет как балку, показанную на рис.5.8. Эта часть стрингера представ-

ляет собой статически неопределимую систему. Решая ее методами строительной механики, можно получить следующие значения для моментов  $M_1$  и  $M_2$ :

$$M_1 = \frac{q l^2}{12} \cdot \frac{1}{1 + \frac{N}{N_{кр}}}, \quad M_2 = \frac{q l^2}{24} \cdot \frac{1}{1 + \frac{N}{N_{кр}}} \quad (5.26)$$

Здесь  $N$  - величина осевого усилия в сечении стрингера,  $N_{кр}$  - критическая сила для рассматриваемого пролета стрингера.

Если стрингер сжат, то в формулы (5.26) следует подставлять величину сжимающего усилия со знаком минус.

## 6. ПРОЕКТИРОВОЧНЫЙ РАСЧЕТ ФЮЗЕЛЯЖА

Целью проектировочного расчета фюзеляжа является определение толщины обшивки и подбор сечений элементов продольного набора.

### 6.1. Определение толщины обшивки фюзеляжа в расчетном сечении

Толщина обшивки  $\delta$  боковин и сводов фюзеляжа в расчетном сечении определяется из соотношения

$$\delta \geq \frac{T}{\tau_p}, \quad (6.1)$$

где  $\tau_p$  - разрушающее касательное напряжение, принимаемое равным

$$\tau_p = \left(\frac{1}{4} \div \frac{1}{3}\right) \sigma_s, \quad (6.2)$$

$T$  - расчетное погонное касательное усилие в боковинах или сводах фюзеляжа,  $\sigma_s$  - предел прочности материала обшивки.

Для определения расчетного погонного касательного усилия необходимо рассмотреть следующие случаи нагружения фюзеляжа: действие наибольшей нагрузки на горизонтальное оперение, наибольшей нагрузки на вертикальное оперение, действие несимметричной нагрузки на горизонтальное оперение и одновременное нагружение горизонтального и вертикального оперения.

6.1.1. Погонные касательные силы в боковинках фюзеляжа при действии наибольшей нагрузки на горизонтальное оперение можно определить по формуле

$$T_{бок} = \frac{Q_y^p - \frac{M_x^p}{H} \gamma}{2H}, \quad (6.3)$$

$Q_y^p$ ,  $M_x^p$  - значения поперечной силы и изгибающего момента в расчетном сечении фюзеляжа,  $\gamma$  - угол конусности фюзеляжа при виде сбоку.

Для стрингерного отсека кругового сечения  $H \approx \frac{2}{3} D$ , где  $D$  - диаметр фюзеляжа.

6.1.2. При действии наибольшей силы на вертикальное оперение погонные касательные силы в боковинах и сводах равны

$$T_{св} = \frac{P_{в.о}^p \left(1 - \frac{x}{\beta}\right)}{2\beta} \approx \frac{P_{в.о}^p \cdot h}{\Omega}, \quad (6.4)$$

$$T_{бок} = \frac{P_{в.о}^p \cdot h}{\Omega}. \quad (6.5)$$

Здесь  $P_{B.o}^P$  - максимальная сила, действующая на вертикальное оперение,  $h$  - расстояние от продольной оси фюзеляжа до центра давления вертикального оперения,  $X$  - расстояние от расчетного сечения фюзеляжа до точки приложения силы  $P_{B.o}^P$ ,  $\beta$  - угол конусности фюзеляжа при виде в плане,  $B$  - ширина фюзеляжа в расчетном сечении,  $\Omega$  - удвоенная площадь, ограниченная средней линией сечения фюзеляжа.

Для круглого фюзеляжа можно принять  $B = \frac{2}{3} D$ .

6.1.3. Погонные касательные силы при действии несимметричной нагрузки на горизонтальное оперение для боковин и сводов можно определить из соотношений:

$$T_{бок} = \frac{Q_y^P - \frac{M_x^P}{H} \gamma}{2H} + \frac{M_x^P}{\Omega}, \quad (6.6)$$

$$T_{свд} = \frac{M_x^P}{\Omega}, \quad (6.7)$$

где  $M_x^P$  - момент относительно продольной оси самолета.

6.1.4. При одновременном действии нагрузки на горизонтальное и вертикальное оперение погонные касательные силы для боковин и сводов фюзеляжа вычисляются по формулам:

$$T_{бок} = 0,75 \left[ \frac{Q_y^P - \frac{M_x^P}{H} \gamma}{2H} + \frac{P_{B.o}^P \cdot h}{\Omega} \right], \quad (6.8)$$

$$T_{свд} = 0,75 \left[ \frac{P_{B.o}^P (1 - \frac{X}{B} \beta)}{2B} + \frac{P_{B.o}^P \cdot h}{\Omega} \right]. \quad (6.9)$$

## 6.2. Подбор элементов продольного набора

Обычно в сечении фюзеляжа различают своды и боковины.

Стрингеры и лонжероны верхнего и нижнего сводов с присоединенной к ним обшивкой участвуют в работе фюзеляжа на общий изгиб. Стрингеры боковин при тонкой обшивке могут нагружаться поперечной нагрузкой  $q_{стр}$  от потерявшей устойчивость обшивки (рис. 5.7).

Так как фюзеляжи современных самолетов на большей части

своей длины не имеют ярко выраженных лонжеронов, то, приняв все стрингеры одинаковыми, их сечение можно найти из соотношения

$$m(F_{стр} + B_{стр} \cdot \delta \cdot \psi_{об}) \geq \frac{M_{\Sigma}^p}{0,8G_{\delta}^{стр} \cdot H} \quad (6.10)$$

Здесь  $M_{\Sigma}^p$  - расчетное значение изгибающего момента в рассматриваемом сечении фюзеляжа,  $G_{\delta}^{стр}$  - временное сопротивление материала стрингера,  $H$  - расстояние между центрами тяжести сводов ( $H \approx \frac{2}{3}D$ ),  $m$  - количество стрингеров свода (высоту свода можно принять  $0,25D$ ),  $F_{стр}$  - площадь стрингера,  $B_{стр}$  - расстояние между стрингерами,  $\delta$  - толщина обшивки,  $\psi_{об}$  - редуционный коэффициент. Значения редуционных коэффициентов можно взять из таблицы 6.1.

Таблица 6.1

Значения  $\psi_{об}$

$\delta$ , мм	1,0	1,0 + 1,5	2,0
$\psi_{об}$	0,6 + 0,7	0,85 + 0,9	1,0

По найденному значению  $F_{стр}$  подбирается тип и размер профиля  $F_{стр}^o$ , после чего делается проверка сжатого свода на устойчивость:

$$B_{кр.стр} \cdot m(F_{стр}^o + B_{стр} \cdot \delta \cdot \psi_{об}) \geq \frac{M_{\Sigma}^p}{H} \quad (6.11)$$

Здесь

$$\psi_{об} = \sqrt{\frac{B_{кр.об}}{B_{кр.стр}}}, \quad (6.12)$$

где

$$B_{кр.об} = \frac{3,6E}{\left(\frac{B_{стр}}{\delta}\right)^2} + \frac{0,15E}{R}, \quad (6.13)$$

$E$  - модуль упругости материала обшивки,  $R$  - радиус свода фюзеляжа.

Если неравенство (6.11) не выполняется, то следует увеличить либо толщину обшивки, либо площадь стрингера.

## 7. НАГРУЖЕНИЕ И РАСЧЕТ ПРОЧНОСТИ ШПАНГОУТОВ

Как было указано выше, шпангоуты фюзеляжа подразделяются на нормальные и усиленные (силовые).

Нормальные шпангоуты фюзеляжа служат для сохранения формы фюзеляжа и являются опорами стрингеров и обшивки, т.е. играют ту же роль, что и нервюры в крыле. Однако из-за небольшой строительной высоты сечений и сравнительно больших габаритных размеров условия их нагружения и работы оказываются различными. Основной деформацией для шпангоута является изгиб, а для нервюры — сдвиг.

Усиленные шпангоуты (аналогично усиленным нервюрам крыла) передают на обшивку большие сосредоточенные силы от прикрепленных к ним агрегатов и грузов.

Шпангоуты обычно выполняются в виде замкнутых рам, которые обладают большой жесткостью при изгибе в своей плоскости.

### 7.1. Нагружение шпангоутов

Шпангоуты нагружаются местными аэродинамическими силами и нагрузками от совместной работы силовых элементов фюзеляжа (обшивки и стрингеров). Все эти нагрузки передаются на шпангоут обшивкой и стрингерами.

Усиленные шпангоуты нагружаются еще и сосредоточенными силами от прикрепленных к ним других частей самолета (крыла, оперения, шасси) и грузов. Кроме того, усиленные шпангоуты ставятся по краям больших вырезов в фюзеляжа, в местах стыков, где меняется форма фюзеляжа (стык цилиндрического и конического отсеков, цилиндрической части и сферического днища герметических кабин).

Аэродинамическая нагрузка может быть симметричной относительно продольной оси фюзеляжа (равномерно распределена по контуру сечения) или несимметричной (неравномерно распределена по контуру сечения).

Симметричная нагрузка является самоуравновешенной (рис.7.1а). Несимметричная нагрузка не будет самоуравновешенной. Она уравновешивается касательными усилиями  $T$ , передающимися на

шпангоут со стороны обшивки через заклепки, работающие на срез (рис. 7.1а).

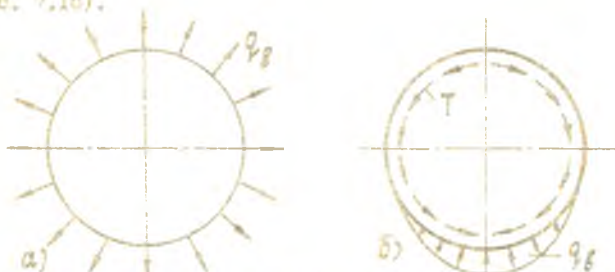


Рис. 7.1. Нагружение шпангоута от воздушных сил

При изгибе и кручении фюзеляжа возможна потеря устойчивости обшивки. В этом случае, как было рассмотрено выше (см. 5.4), стрингер нагружается поперечной нагрузкой  $q$ . Эта нагрузка передается на шпангоуты, которые являются опорами для стрингеров.

Наибольшие нагрузки (рис. 7.2) действуют со стороны стрингеров, расположенных в боковинах фюзеляжа, т.е. в панелях обшивки боковина возникают наибольшие диагональные напряжения.

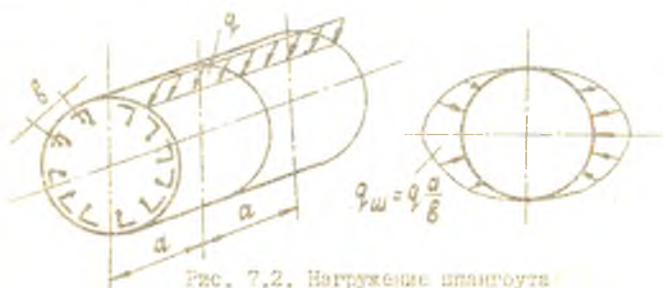


Рис. 7.2. Нагружение шпангоута при потере устойчивости обшивки

Определим нагрузки, действующие на шпангоут от деформации фюзеляжа при изгибе. Для этого выделим двумя сечениями часть фюзеляжа длиной  $a$ . Эти сечения, бывшие параллельными до деформации, после деформации будут располагаться под углом  $\beta$ :

$$\beta = \frac{a}{\rho}, \quad (7.1)$$

где  $\rho$  - радиус кривизны нейтральной оси фюзеляжа (рис. 7.3а).

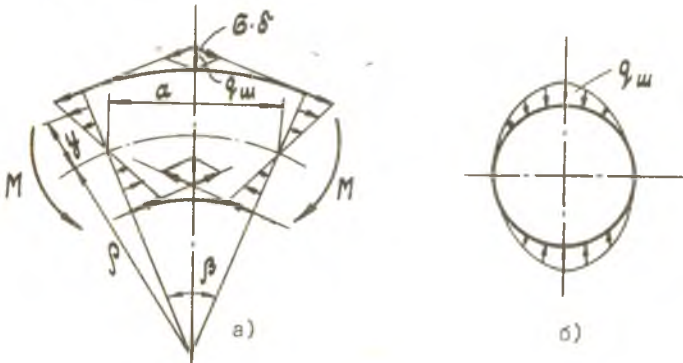


Рис. 7.3. Нагружение шпангоута при изгибе фюзеляжа

Из сопротивления материала известно, что

$$\frac{1}{\rho} = \frac{M}{EJ}. \quad (7.2)$$

Здесь  $M$  - среднее значение изгибающего момента для выделенного отсечка фюзеляжа,  $EJ$  - жесткость сечения фюзеляжа на изгиб (считаем ее постоянной на участке длиной  $a$ ).

Следовательно,

$$\beta = \frac{M \cdot a}{\rho}. \quad (7.3)$$

В некотором продольном элементе найдем напряжение по формуле

$$\sigma = \frac{M}{J} y.$$

Тогда погонная продольная сила в этом элементе будет иметь значение  $\sigma \cdot \delta$ , где  $\delta$  - приведенная толщина обшивки фюзеляжа.

Из рассмотрения рис. 7.3а видно, что погонные усилия дают нормальные к фюзеляжу составляющие и оказывают давление на шпангоут силой, равной

$$q_{ш} = 2\sigma \cdot \delta \cdot \sin \frac{\beta}{2}. \quad (7.4)$$



Угол  $\beta$  мал, поэтому

$$q_{ш} = \sigma \cdot \delta \cdot \beta = \delta \cdot a \frac{M^2}{EY^2} y. \quad (7.5)$$

Таким образом, шпангоут при изгибе фюзеляжа нагружается самоуравновешенной системой сил, передающихся на него со стороны продольных элементов (рис. 7.3б).

Рассмотрим нагрузки, действующие на силовые шпангоуты.

Как уже было отмечено, на силовые шпангоуты действуют те же нагрузки, что и на нормальные шпангоуты. Однако кроме этих нагрузок к силовым шпангоутам прикладываются также большие сосредоточенные силы от прикрепленных к ним частей самолета (крыла, шасси и оперения), двигателей и грузов.

В качестве примера рассмотрим шпангоут, воспринимающий нагрузку от прикрепленного к нему двигателя (рис. 7.4).

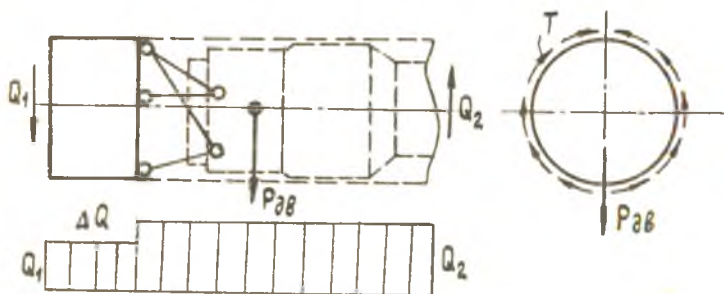


Рис. 7.4. Схема к определению нагрузки на силовой шпангоут

Сила  $P_{дв}$  через узлы крепления подмоторной рамы передается на силовой шпангоут. Поперечная сила справа от шпангоута пусть будет равна  $Q_2$ , а слева -  $Q_1$ . Разность поперечных сил  $\Delta Q = Q_2 - Q_1 = P_{дв}$  приложена к шпангоуту и уравновешивается касательными усилиями в обшивке, которые передаются на него через заклепки. Эти усилия будут равны

$$T = \frac{\Delta Q}{J_{xz}} S_{xz} = \frac{P_{дв}}{J_{xz}} S_{xz}, \quad (7.6)$$

где  $J_{xz}$  - момент инерции сечения фюзеляжа,  $S_{xz}$  - статический момент отсеченной части.

Аналогично определяется нагрузка на силовые шпангоуты от фюзеляжа, оперения и шасси при их симметричном нагружении.

При нагружении вертикального оперения шпангоуты, к которым крепится гиль, будут нагружены несимметричной нагрузкой (рис. 7.5а).

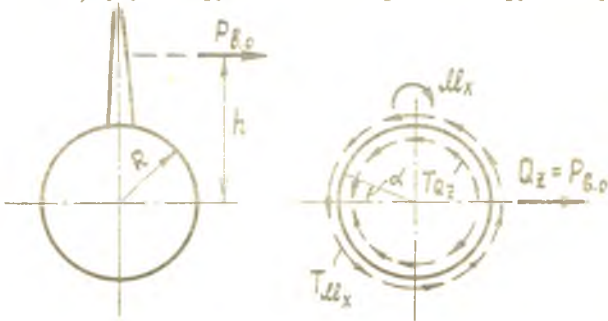


Рис. 7.5. Несимметричное нагружение шпангоута

В этом случае на шпангоут действуют сила  $Q_z = P_{B.0}$  и момент  $M_x = P_{B.0} \cdot h$ , которые уравновешиваются потоком касательных усилий  $T_{Qz}$  и  $T_{Mx}$  со стороны обшивки (рис. 7.5б).

Касательные усилия  $T_{Qz}$  и  $T_{Mx}$  будут равны

$$T_{Qz} = \frac{Q_z}{J_{xy}} S_{xy} = T_{Mx} = \frac{M_x}{\Omega}$$

Здесь  $J_{xy}$  - приведенный момент инерции сечения фюзеляжа относительно оси  $y$ .  $S_{xy}$  - статический момент отсеченной части,  $\Omega$  - удвоенная площадь, ограниченная контуром сечения.

Если в качестве расчетной схемы принять условно гнздную оболочку с толщиной  $\delta_{np}$ , то  $J_{xy} = \pi \delta_{np} R^3$  и  $S_{xy} = \delta_{np} R^2 \sin \alpha$ . Тогда

$$T_{Qz} = \frac{P_{B.0}}{\pi R} \sin \alpha \quad \text{и} \quad T_{Mx} = \frac{P_{B.0} \cdot h}{2\pi R^2}$$

## 7.2. Расчет на прочность шпангоутов

Шпангоут фюзеляжа обычно представляет собой плоскую раму постоянного или переменного сечения, нагруженную в общем случае произвольной системой сил. При таком нагружении в каждом поперечном сечении шпангоута возникают изгибающий момент  $M$ , поперечная сила  $Q$  и нормальная сила  $N$ , действующие в плоскости шпангоута (рис. 7.6).

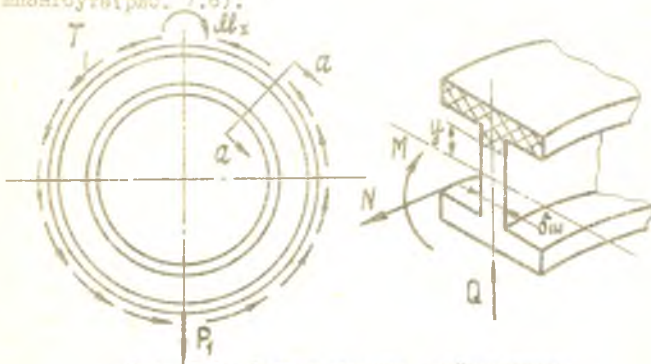


Рис. 7.6. Силы и момент, действующие в сечении шпангоута

Задача определения усилий  $M$ ,  $Q$  и  $N$  в общем случае является трижды статически неопределимой.

Для раскрытия статической неопределимости воспользуемся методом сил. Выберем эквивалентную систему, разрезав мысленно шпангоут в точке  $A$  (рис. 7.7). Тогда для эквивалентной системы получим

$$M = M_0 + \sum_{i=1}^3 \bar{M}_i X_i$$

$$Q = Q_0 + \sum_{i=1}^3 \bar{Q}_i X_i$$

$$N = N_0 + \sum_{i=1}^3 \bar{N}_i X_i \quad (7.7)$$

Здесь  $M_0$ ,  $Q_0$  и  $N_0$  - изгибающий момент, поперечная и

нормальная сила в эквивалентной системе от внешней нагрузки,

$X_i$  - неизвестные усилия,  $\bar{M}_i$ ,  $\bar{Q}_i$ ,  $\bar{N}_i$  - изгибающие моменты, поперечные и нормальные силы в эквивалентной системе от единичных сил, приложенных в направлении  $X_i$ .

Неизвестные усилия найдем из решения системы канонических уравнений

$$\Delta_{ip} + \sum_{j=1}^3 \delta_{ij} X_j = 0 \quad (i = 1, 2, 3), \quad (7.8)$$

где  $\Delta_{ip} = \oint \frac{M_0 \cdot \bar{M}_i}{EJ} ds$  и  $\delta_{ij} = \oint \frac{\bar{M}_i \cdot \bar{M}_j}{EJ} ds$ .

в  $EJ$  - изгибная жесткость сечения шпангоута. Эпюры  $\bar{M}_i$  показаны на рис. 7.7.

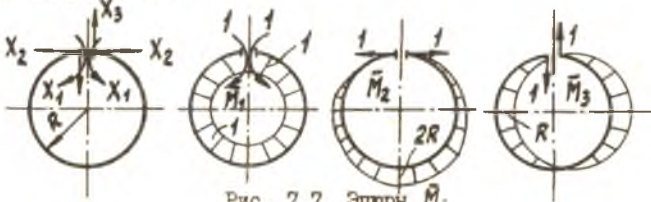


Рис. 7.7. Эпюры  $\bar{M}_i$

Произвольную нагрузку на шпангоут можно представить в виде суммы симметричной и несимметричной (обратно симметричной) нагрузок. При симметричном нагружении обратно симметричная сила  $X_3$  (поперечная сила) будет равна нулю, и определение внутренних усилий сведется к решению дважды статически неопределимой системы. В случае обратно симметричного нагружения усилия  $X_1$  и  $X_2$  (изгибающий момент и нормальная сила) равны нулю, и задача станет однажды статически неопределимой.

После нахождения неизвестных усилий  $X_1$ ,  $X_2$  и  $X_3$  по формулам (7.7) можно определить  $M$ ,  $Q$  и  $N$  и найти нормальные и касательные напряжения в любом сечении шпангоута по формулам

$$\sigma = \frac{M}{J} y + \frac{N}{F}$$

$$\tau = \frac{Q}{J \cdot \delta_{ш}} S. \quad (7.9)$$

Здесь  $J$  - момент инерции поперечного сечения шпангоута,  $F$  - площадь сечения шпангоута,  $S$  - статический момент отсеченной части (на рис. 7.6 показана двойной штриховкой),  $\delta_{ш}$  - толщина стенки шпангоута.

Для фюзеляжа большого диаметра необходимо также проверить достаточную изгибную жесткость шпангоута, так как при общей деформации изгиба фюзеляжа отсутствует линейная связь между изгибающим моментом и кривизной оси фюзеляжа. Кривизна растет быстрее, чем момент из-за сплющивания фюзеляжа, что ведет к возрастанию нормальных напряжений. Для конкретной конструкции фюзеляжа существует предельное значение момента, которому соответствует общая потеря устойчивости фюзеляжа. Критическое напряжение общей потери устойчивости можно определить по формуле

$$\sigma_{кр} = 1,2 \frac{E}{R} \sqrt{\frac{J_{ш}}{a \cdot \delta_{пр}}}, \quad (7.10)$$

где  $E$  - модуль упругости при растяжении,  $R$  - радиус сечения фюзеляжа,  $J_{ш}$  - момент инерции сечения шпангоута с присоединенной обшивкой,  $a$  - шаг шпангоутов,  $\delta_{пр}$  - приведенная толщина обшивки.

## 8. РАСЧЕТ ГЕРМЕТИЧЕСКИХ КАБИН

Современные самолеты совершают полеты на больших высотах в разреженной атмосфере при весьма низких температурах. Для обеспечения нормальных условий жизнедеятельности экипажа и пассажиров, надежной работы специального оборудования на больших высотах служат герметические кабины и отсеки.

Герметические кабины выполняются в виде отдельного агрегата, закрепленного в фюзеляже, либо в виде герметичного отсека и занимают небольшую или весьма значительную часть объема фюзеляжа (рис. 8.1).

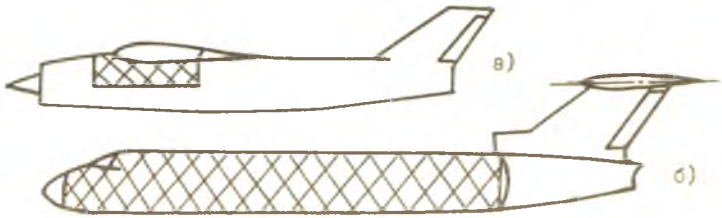


Рис. 8.1. Герметическая кабина самолета истребителя - а)  
и пассажирского самолета - б)

Различают два типа герметических кабин: вентиляционные и регенерационные. В данном пособии рассматриваются только кабины вентиляционного типа.

### 8.1. Нагружение герметических кабин

Обычно герметическая кабина является частью силовой схемы фюзеляжа и, следовательно, воспринимает все нагрузки, приходящиеся на нее как на часть фюзеляжа.

Кроме того, в полете на герметические кабины действуют нагрузки от внутреннего или внешнего избыточного давления. Расчетное (разрушающее) избыточное давление и разрежение регламентируется нормами прочности.

Изменение давления внутри гермокабины производится в зависимости от высоты полета самолета по закону, устанавливаемому конструктором. В зависимости от назначения самолета возможны три варианта регулирования давления в кабине (рис. 8.2).

По первому варианту вначале давление в кабине изменяется так же, как и атмосферное (участок А-В). На участке В-С давление в кабине примерно постоянное и перепад  $\Delta p$  растет, достигая в точке D максимального. На участке D-Е избыточное давление поддерживается постоянным. Таким образом, "высота" в кабине получается меньше высоты полета. Ограничение вертикальной скорости набора высоты на участке А-В ( $V_{\text{н}} = 2,0 + 2,5 \frac{H}{\text{СЕК}}$ ) является недостатком этого варианта. Чем медленнее происходит изменение давления, тем большие скорости можно допустить.

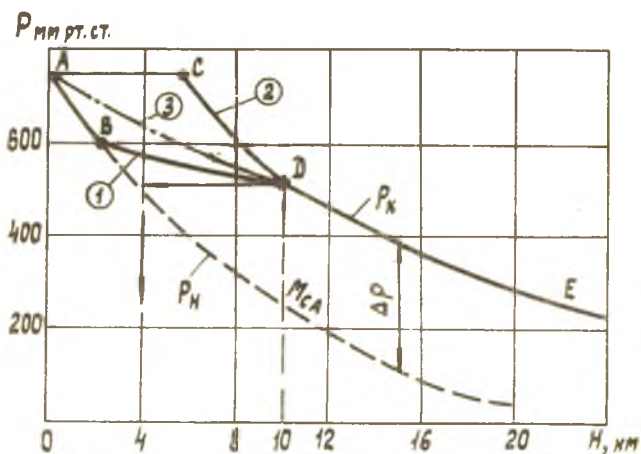


Рис. 8.2. Графики зависимости изменения давления в кабине от высоты полета

Для комфортабельности желательно давление в кабине поддерживать близким к атмосферному при полете у земли. Поэтому на пассажирских самолетах давление внутри кабины изменяется по второму варианту (см. рис. 8.2), т.е. на участке *A-C* оно постоянное и равно начальному, а далее, начиная с некоторой высоты, поддерживается постоянным перепад давления (участок *C-D-E*).

При таком варианте изменения давления в кабине на участке *A-C* возможны любые вертикальные скорости набора высоты, но конструкция герметической кабины получается более тяжелой.

Оба варианта обеспечиваются достаточно простыми регулировочными устройствами и широко применяются в самолетостроении. По третьему варианту давление в кабине непрерывно падает вплоть до расчетной высоты (участок *A-D*), а затем поддерживается постоянным перепад. Такой способ регулирования позволяет набирать высоту с большей вертикальной скоростью ( $V_y \cong 9,5 \frac{м}{сек}$ ), чем первый, но требует более сложных регулировочных устройств.

Для регулирования давления при быстром снижении самолета имеется клапан обратного перепада. В случае его отказа, а также при резком пикировании или быстром снижении кабина нагружа-

ется внешним избыточным давлением. Расчетная (разрушающая) величина избыточного давления регламентируется нормами прочности.

## 8.2. Расчет прочности герметических кабин фюзеляжа

Герметическая кабина фюзеляжа представляет собой тонкостенную оболочку, подкрепленную стрингерами и шпангоутами. Как часть силовой схемы фюзеляжа она работает на изгиб и кручение. Расчет прочности кабины на изгиб и кручение производится также, как и негерметизированных отсеков фюзеляжа. Поэтому для расчета прочности герметической кабины достаточно после проверки общей прочности произвести расчет напряжений, возникающих под действием избыточного давления (внешнего или внутреннего). Расчет этих напряжений обычно проводится на основе так называемой безмоментной теории оболочек.

### 8.2.1. Расчет безмоментных оболочек вращения.

8.2.1.1. Общие сведения о безмоментных оболочках вращения. Оболочкой будем называть тело, ограниченное двумя криволинейными поверхностями, расстояние между которыми (толщина оболочки) мало по сравнению с другими размерами.

Поверхность, делящая пополам толщину оболочки, называется срединной поверхностью. Если срединная поверхность образована вращением некоторой плоской линии вокруг оси, лежащей с ней в одной плоскости, то такие оболочки называются оболочками вращения.

Проведем в некоторой точке  $m$  срединной поверхности нормаль  $n$  (рис. 8.3). Нормаль  $n$  пересекает центральную ось  $\xi$  в точке  $C$ . Плоскость  $N$  перпендикулярна оси и проходит через точку  $m$ .

В пересечении со срединной поверхностью плоскость  $N$  образует окружность с радиусом  $r$ . В различных точках этой окружности нормали пересекаются в точке  $C$  и образуют коническую поверхность  $L$ .

Вертикальная плоскость  $T$ , проходящая через точку  $m$  и центральную ось  $\xi$ , называется меридиональной плоскостью.



В пересечении со срединной поверхностью эта плоскость образует линию меридиана.

Кривизна срединной поверхности в точке  $m$  характеризуется двумя радиусами кривизны  $R_1$  и  $R_2$ . Для их определения нужно в точке  $m$  провести две плоскости, содержащие нормаль к поверхности  $n$ .

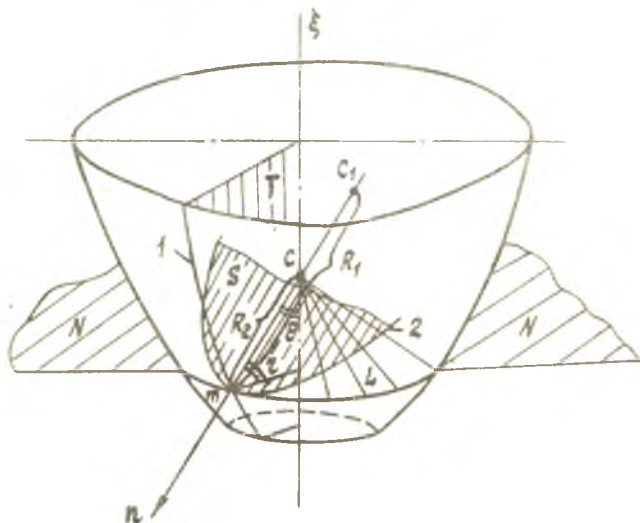


Рис. 8.3. Оболочка вращения

Одна из этих плоскостей плоскость  $T$  — меридиональная плоскость, а другая плоскость  $S$  перпендикулярна плоскости  $T$ ; касательная к конической поверхности  $L$ . В пересечении со срединной поверхностью оболочки эти плоскости образуют две кривые  $I$  и  $2$ . Одна из этих кривых ( $I$ ) является линией меридиана. Центры кривизны кривых  $I$  и  $2$  лежат на нормали к срединной поверхности в точках  $C$  и  $C_1$ . Из рис. 8.3 видно, что

$$R_2 = \frac{r}{\sin \theta}, \quad (8.1)$$

где  $\theta$  - угол между нормалью в точке  $m$  и осью  $\xi$ .

В общем случае радиусы  $R_1$  и  $R_2$  являются известными функциями угла  $\theta$ .

При действии на оболочку внешней нагрузки в ней возникают напряжения и деформации. Если действующая нагрузка и условия закрепления оболочки симметричны относительно оси оболочки, то эти напряжения и деформации будут также симметричными относительно этой оси.

Эксперименты и теоретические исследования показывают, что в тонких оболочках вдали от мест закрепления, от точек приложения сосредоточенных нагрузок и от мест сочленения оболочек с различными формами меридиана при действии внешней нагрузки возникают нормальные напряжения, распределенные равномерно по толщине оболочки. При равномерном распределении напряжений момент элементарных усилий относительно произвольной оси равняется нулю. Поэтому такое напряженное состояние оболочки принято называть безмоментным, а сами оболочки - безмоментными.

8.2.1.2. Уравнения равновесия безмоментной оболочки вращения при осесимметричном нагружении. Пусть некоторая оболочка вращения подвергается действию внешней распределенной нагрузки, которую предполагаем симметричной относительно оси вращения. Вдоль меридиана нагрузка может изменяться по произвольному закону. В каждой точке поверхности оболочки внешнюю нагрузку  $q$  разложим на два направления: по направлению внешней нормали  $q_n$  и по направлению касательной к меридиану  $q_t$ .

Выделим двумя меридиональными и двумя нормальными к меридиану сечениями элемент оболочки  $abcd$  (рис. 8.4) и рассмотрим условия его равновесия. Пусть  $\sigma_1$  - нормальное напряжение в сечении, перпендикулярном меридиану, и  $\sigma_2$  - нормальное напряжение в меридиональном сечении.

В случае осесимметричного распределения внешней нагрузки напряжения  $\sigma_1$  и  $\sigma_2$  будут функциями только угла  $\theta$ .

Определим силы, действующие на грани выделенного элемента оболочки. Начнем с грани  $ab$ . На эту грань действует сила

$$\sigma_1 \cdot \delta \cdot ds_2 \quad \text{или} \quad N_1 \cdot ds_2 \quad , \quad \text{где} \quad N_1 = \sigma_1 \cdot \delta.$$

На грань  $cd$  приложена сила, равная

$$\sigma_1 \cdot \delta \cdot ds_2 + d(\sigma_1 \cdot \delta \cdot ds_2) \quad \text{или} \quad N_1 \cdot ds_2 + d(N_1 \cdot ds_2).$$

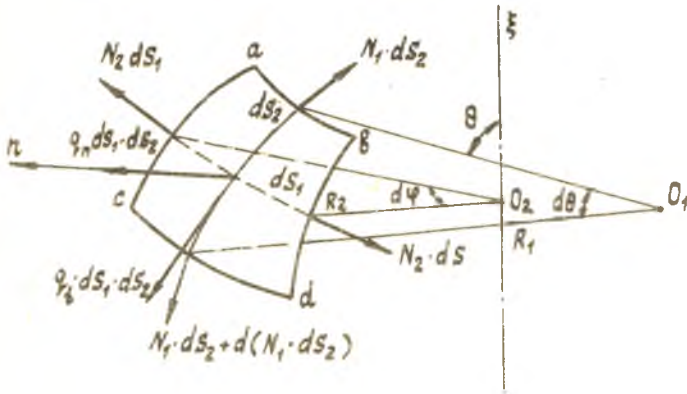


Рис. 8.4. Элемент оболочки вращения

По граням  $bd$  и  $ac$  ввиду симметрии действуют одинаковые усилия, равные

$$\sigma_2 \cdot \delta \cdot ds_1 = N_2 \cdot ds_1, \quad N_2 = \sigma_2 \cdot \delta.$$

Величины  $N_1 = \sigma_1 \cdot \delta$  и  $N_2 = \sigma_2 \cdot \delta$  называются нормальными усилиями. Они представляют собой силы, приходящиеся на единицу длины сечения, перпендикулярного меридиану, и соответственно на единицу длины дуги меридионального сечения. Определив силы, действующие на элемент  $abcd$ , составим уравнение равновесия этого элемента в проекции на нормаль к оболочке (рис. 8.4).

$$q_n \cdot ds_1 \cdot ds_2 - N_1 \cdot ds_2 \cdot \sin \frac{d\theta}{2} - [N_1 \cdot ds_2 + d(N_1 \cdot ds_2)] \sin \frac{d\theta}{2} - 2N_2 \cdot ds_1 \cdot \sin \frac{d\varphi}{2} = 0. \quad (8.2)$$

Так как углы  $d\theta = \frac{ds_1}{R_1}$  и  $d\varphi = \frac{ds_2}{R_2}$  малы, то  $\sin \frac{d\theta}{2} \approx \frac{d\theta}{2}$  и  $\sin \frac{d\varphi}{2} \approx \frac{d\varphi}{2}$ . Тогда, после сокращения на  $ds_1 \cdot ds_2$ , получаем уравнение Лапласа

$$\frac{N_1}{R_1} + \frac{N_2}{R_2} = q_n \quad (8.3)$$

или

$$\frac{G_1}{R_1} + \frac{G_2}{R_2} = \frac{q_n}{\delta} \quad (8.4)$$

Второе уравнение равновесия удобно составлять не для бесконечно малого элемента, а для конечной части оболочки, срединная поверхность которой ограничена двумя параллелями, с соответствующими углами  $\theta_0$  и  $\theta$  (рис. 8.5).

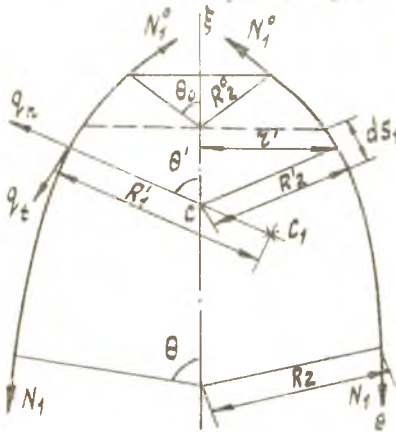


Рис. 8.5. Схема части оболочки вращения

Вертикальная составляющая нагрузки, действующей на элементарную полосу шириной  $ds_1$ , равна  $(q_n \cdot \cos \theta' - q_t \cdot \sin \theta') 2\pi r' \cdot ds_1$ .

Интегрируя это выражение в пределах от  $\theta_0$  до  $\theta$ , получим величину равнодействующей всей поверхностной нагрузки, действующей на рассматриваемую часть оболочки в направлении оси  $\xi$ :

$$2\pi \int_{\theta_0}^{\theta} (q_n \cos \theta' - q_t \sin \theta') R_1' \cdot R_2' \cdot \sin \theta' \cdot d\theta' + 2\pi R_2 \cdot N_1 \cdot \sin^2 \theta = 2\pi \int_{\theta_0}^{\theta} (q_n \cos \theta' - q_t \sin \theta') R_1' \cdot R_2' \cdot \sin \theta' \cdot d\theta' + 2\pi R_2 \cdot N_1^0 \cdot \sin^2 \theta_0 \quad (8.5)$$

Здесь  $N_1^0$ ,  $R_2^0$  - значения усилия  $N_1$  и радиуса  $R_2$  при  $\theta = \theta_0$ .

Отсюда, обозначая правую часть выражения (8.5) через  $\Phi(\theta)$ , получаем:

$$N_1 = \frac{\Phi(\theta)}{2\pi R_2 \sin^2 \theta} \quad (8.6)$$

Если оболочка замкнута в вершине, то

$$\phi(\theta) = 2\pi \int_0^{\theta} (q_{\gamma n} \cdot \cos \theta' - q_{\gamma e} \cdot \sin \theta') R_1' \cdot R_2' \cdot \sin \theta' \cdot d\theta' \quad (8.7)$$

8.2.2. Расчет прочности герметической кабины фюзеляжа по безмоментной теории оболочек. Герметическая кабина фюзеляжа обычно представляет собой цилиндрическую оболочку со сферическими днищами, нагруженную равномерно распределенным внутренним или внешним давлением  $p$ . На самолетах относительно небольших размеров, с целью экономии объема фюзеляжа герметические кабины делают более сложной формы. Рассмотрим определение напряжений в цилиндрической и сферической оболочках вращения, нагруженных внутренним давлением  $p$ .

Так как образующая (меридиан) цилиндрической оболочки представляет собой прямую, то

$$R_1 = \infty, \quad R_2 = R.$$

Из уравнения (8.3) следует ( $q_{\gamma n} = p$ ):

$$\frac{N_2}{R} = p.$$

Отсюда получаем, имея в виду, что  $N_2 = \sigma_2 \cdot \delta$ :

$$\sigma_2 = \frac{pR}{\delta}. \quad (8.8)$$

Для определения  $\sigma_1$  можно воспользоваться уравнением (8.6), но в данном простейшем случае лучше составить второе уравнение равновесия заново применительно к цилиндрической оболочке. Рассматривая равновесие левой части оболочки, показанной на рис.8.6, получим

$$2\pi R \cdot N_1 = \pi p \cdot R^2$$

или

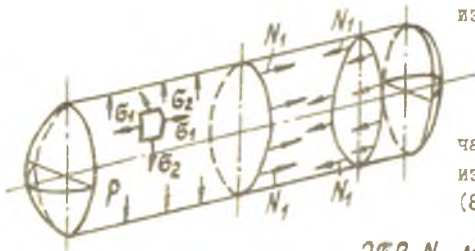
$$N_1 = \frac{p \cdot R}{2},$$

в напряжение  $\sigma_1$  будет равно

$$\sigma_1 = \frac{p \cdot R}{2\delta}. \quad (8.9)$$

Для сферической оболочки радиусы кривизны одинаковы

$$R_1 = R_2 = R.$$



Поэтому, как следует из уравнения Лапласа(8.3),

$$N_1 + N_2 = pR. \quad (8.10)$$

Так как в нашем случае  $p = \text{const}$  и  $q_t = 0$ , то из уравнения равновесия (8.5) получим

$$2\pi R \cdot N_1 \cdot \sin^2 \theta = 2\pi p R^2 \frac{\sin^2 \theta}{2}.$$

Рис. 8.6. К определению напряжения  $\sigma_1$  в цилиндрической оболочке

Следовательно:

$$N_1 = \frac{pR}{2}. \quad (8.11)$$

Из (8.9) находим, что

$$N_2 = \frac{pR}{2}. \quad (8.12)$$

Нормальные напряжения  $\sigma_1$  и  $\sigma_2$  будут одинаковы и равны:

$$\sigma_1 = \sigma_2 = \frac{pR}{2\delta}. \quad (8.13)$$

Рассмотрим теперь расчет сочленения цилиндрической и сферической оболочек. На рис. 8.7а показана цилиндрическая оболочка, имеющая днища в форме сферического сегмента. Оболочка нагружена внутренним давлением  $p$ . Радиус цилиндрической оболочки обозначим через  $r$ , радиус сферического днища через  $R$ .

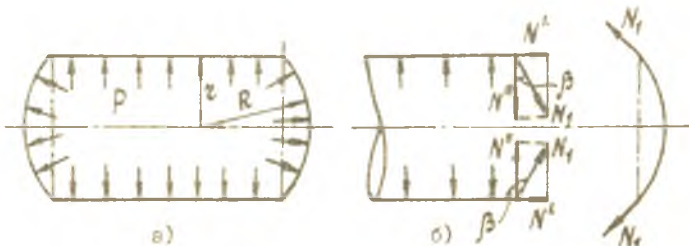


Рис. 8.7. Цилиндрическая оболочка со сферическими днищами

При нагружении сферического днища внутренним давлением в нем возникает усилие  $N_1$ , равное

$$N_1 = \frac{pR}{2}.$$

Отделим мысленно цилиндрическую оболочку от ее днища, например правого, и заменим их действие друг на друга внутренними усилиями взаимодействия.

Действие днища на цилиндрическую оболочку показано на рис. 8.76. Разложим усилие  $N_1$  на два направления: вдоль оси оболочки и перпендикулярно к ней. Усилие

$$N' = N_1 \cdot \sin \beta = \frac{pR}{2} \sin \beta$$

воспринимается самой цилиндрической оболочкой, работающей на растяжение. Что касается усилия

$$N'' = N_1 \cdot \cos \beta = \frac{pR}{2} \cos \beta,$$

то оно направлено к оси цилиндрической оболочки и в случае очень тонкой оболочки не может быть ею воспринято, так как это усилие стремится сплющить оболочку. Если же цилиндрическая оболочка имеет значительную толщину  $\delta$ , то в месте сочленения с днищем в сечениях оболочки возникают усилия, перпендикулярные к срединной поверхности, которые в свою очередь вызовут неравномерное распределение нормальных напряжений по толщине оболочки. Это приводит к тому, что нормальные усилия будут давать моменты относительно нейтральной линии. Такое напряженное состояние называется моментным напряженным состоянием. Теория и эксперимент показывают, что подобное напряженное состояние распространяется на небольшую зону справа и слева от места стыка двух оболочек с различными формами меридиана. Для того, чтобы определить напряженное состояние оболочек в месте их сочленения, приходится составлять уравнения равновесия оболочек с учетом неравномерного распределения напряжений по толщине.

Если толщина цилиндрической оболочки весьма мала, то для восприятия усилий  $N''$  от сферического днища устанавливается шпангоут, который нагружается равномерно распределенной сжимающей нагрузкой

$$q_{ш} = N''.$$

При этом в сечении шпангоута возникает сжимающее напряжение

$$\sigma = \frac{\gamma \cdot N''}{F}, \quad (8.14)$$

где  $F$  - площадь сечения шпангоута.

Сечение шпангоута должно быть подобрано с таким расчетом, чтобы под действием сжимающей нагрузки  $N''$  он не терял устойчивости (сохранял свою первоначальную круговую форму, не вышучивался). Критическая нагрузка общей потери устойчивости шпангоута

$$\gamma_{ш} = 3 \frac{E \cdot J_{ш}}{\gamma^3},$$

где  $J_{ш}$  - момент инерции сечения шпангоута с учетом обшивки.

При плавном сопряжении цилиндрической оболочки с днищем в виде полусферы радиуса  $R$  также возникает моментное напряженное состояние, несмотря на то, что срединная поверхность цилиндрической оболочки плавно переходит в срединную поверхность днища.

Пусть оболочка (рис. 8.8а) нагружена внутренним давлением  $P$ . Представим себе, что связь оболочек такова, что они могут деформироваться свободно без нарушения герметичности. В этом случае в сферической оболочке возникают напряжения  $\sigma_1$  и  $\sigma_2$ :

$$\sigma_1 = \sigma_2 = \frac{PR}{2\delta}.$$

В цилиндрической оболочке напряжения будут равны

$$\sigma_1 = \frac{PR}{2\delta}, \quad \sigma_2 = \frac{PR}{\delta}.$$

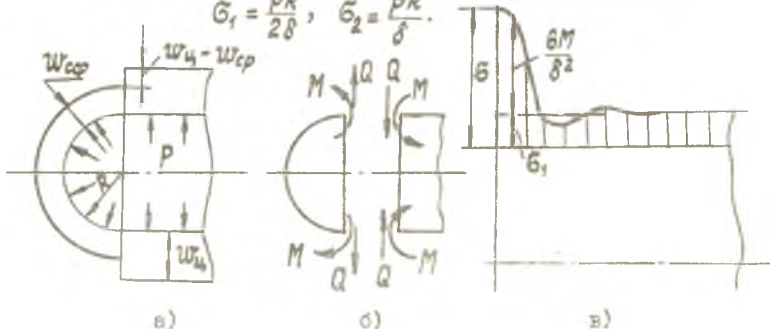


Рис. 8.8. К определению деформаций и напряжений в месте стыка цилиндрической и сферической оболочек



Сопоставляя окружные напряжения для сферы и цилиндра, замечаем, что в месте их стыка напряжения изменяются скачком. Скачкообразное изменение напряжений приводит к скачкообразному изменению и окружных деформаций. В самом деле, окружная деформация  $\epsilon_2$  для сферической оболочки определяется равенством

$$\epsilon_2^c = \frac{1}{E} (\sigma_2 - \mu \sigma_1) = \frac{PR}{2E\delta} (1 - \mu).$$

Окружная деформация цилиндрической оболочки будет равна

$$\epsilon_2^u = \frac{1}{E} (\sigma_2 - \mu \sigma_1) = \frac{PR}{2E\delta} (2 - \mu).$$

С другой стороны, окружная деформация через радиальное перемещение  $w$  определяется соотношением

$$\epsilon_2 = \frac{2\pi(R+w) - 2\pi R}{2\pi R} = \frac{w}{R}.$$

Поэтому для цилиндрической оболочки будем иметь

$$w_u = \frac{PR^2}{2E\delta} (2 - \mu)$$

и, соответственно, для сферической оболочки

$$w_c = \frac{PR^2}{2E\delta} (1 - \mu).$$

Сопоставляя эти выражения, замечаем, что радиальные перемещения оболочек в месте их стыка будут различны.

Разность перемещений будет равна

$$w_u - w_c = \frac{PR^2}{2E\delta}.$$

В действительности в месте стыка цилиндрической оболочки с днищем нет разрыва деформаций и перемещений. Этот разрыв устраняется силами  $Q$  взаимодействия двух оболочек (рис. 8.8б).

Силы  $Q$  приводят к возникновению неравномерного распределения напряжений по толщине оболочки, т.е. к возникновению моментного напряженного состояния, носящего местный характер, так как оно распространяется на небольшую зону вблизи стыка. Перерезывающую силу  $Q$  и изгибающий момент  $M$  можно определить из уравнений совместности деформаций цилиндрической и сферической

ной оболочек. Суммарное нормальное напряжение с учетом местного изгиба будет равно

$$\sigma = \sigma_1 \pm \frac{6M}{\delta^2} = \frac{PR}{2\delta} \pm \frac{6M}{\delta^2}$$

На рис. 8.8в показано распределение нормальных напряжений по наружной поверхности цилиндрической оболочки с полусферическим дном при действии внутреннего давления, вычисленное с учетом местных изгибных напряжений.

#### Л и т е р а т у р а

1. Кан С.Н., Свердлов И.А. Расчет самолета на прочность. - М.: Машиностроение, 1966.-519 с.

2. Воскобойник М.С., Лагосюк Г.С. и др.-Конструкция и прочность самолетов и вертолетов/ под ред. Миртова К.Ю., Черненко Л.С.- М.: Транспорт, 1972.-440 с.

3. Одинокоев Ю.Г. Расчет самолета на прочность.-М.: Машиностроение, 1974.-392 с.

4. Стригунов В.М. Расчет на прочность фюзеляжей и герметических кабин самолетов.-М.: Машиностроение, 1974.-288 с.

5. Прочность самолета /Под ред. акад. Макарековского А.И. - М.: Машиностроение, 1975. - 280 с.

6. Зейцев В.Н., Рудаков В.Л. Конструкция и прочность самолетов.-Киев: Вища школа, 1978.-488 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
1. ВВЕДЕНИЕ . . . . .	3
2. НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ФЮЗЕЛЯЖ . . . . .	3
3. УРАВНОВЕШИВАНИЕ САМОЛЕТА . . . . .	6
3.1. Уравновешивание самолета в вертикальной плоскости . . . . .	6
3.1.1. Действие на горизонтальном оперении уравновешивающей нагрузки . . . . .	6
3.1.2. Действие на горизонтальном оперении уравновешивающей и маневренной нагрузки . . . . .	8
3.1.3. Уравновешивание самолета при посадке . . . . .	9
3.2. Уравновешивание самолета в плоскости, перпендикулярной плоскости симметрии . . . . .	II
4. ПОСТРОЕНИЕ ЭПИК ПЕРЕРЕЗЫВАЮЩИХ СИЛ И ИЗГИБАЮЩИХ МОМЕНТОВ ДЛЯ ФЮЗЕЛЯЖА . . . . .	13
5. РАСЧЕТ ФЮЗЕЛЯЖА НА ПРОЧНОСТЬ ПРИ ИЗГИБЕ И КРУЧЕНИИ . . . . .	16
5.1. Определение нормальных напряжений при изгибе фюзеляжа . . . . .	16
5.2. Определение касательных напряжений при изгибе и кручении фюзеляжа . . . . .	18
5.3. Приближенный расчет прочности фюзеляжа . . . . .	20
5.3.1. Расчет нормальных напряжений . . . . .	20
5.3.2. Определение касательных напряжений . . . . .	23
5.4. Расчет прочности стрингеров . . . . .	24
6. ПРОЕКТИРОВОЧНЫЙ РАСЧЕТ ФЮЗЕЛЯЖА . . . . .	26
6.1. Определение толщины обшивки в расчетном сечении . . . . .	27
6.2. Подбор элементов продольного набора . . . . .	28
7. НАГРУЖЕНИЕ И РАСЧЕТ ШПАНГОУТОВ . . . . .	30
7.1. Нагружение шпангоутов . . . . .	30
7.2. Расчет на прочность шпангоутов . . . . .	35
8. РАСЧЕТ ГЕРМЕТИЧЕСКИХ КАБИН . . . . .	37
8.1. Нагружение герметических кабин . . . . .	38
8.2. Расчет прочности герметических кабин фюзеляжа . . . . .	40
8.2.1. Расчет безмоментных оболочек вращения . . . . .	40
8.2.2. Расчет прочности герметических кабин по безмоментной теории оболочек . . . . .	45
<b>ЛИТЕРАТУРА . . . . .</b>	<b>50</b>

Темплан 1982 г., поз. 75

Лавров Борис Александрович

РАСЧЕТ ПРОЧНОСТИ ФУЗЕЛЯЖА

Редактор Л.М.К а р п о в а

Подписано в печать 29.10.82 г. E000472

Формат 60x84 I/16. Оперативная печать.

Бумага оберточная белая. Физ. п. л. 3,0.

Усл. п. л. 3,02. Уч.-изд. л. 3,0. Тираж 700 экз.

Заказ № 4589                      Цена 10 коп.

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени  
авиационный институт им. академика С.П.Королева,  
г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 151.

Областная тип. им. В.П.Мяги, г.Куйбышев, ул.Венцека, 60.