

Министерство общего образования Российской Федерации  
Новосибирский государственный технический университет

КОНСТРУКЦИЯ И РАСЧЕТ  
ЭЛЕМЕНТОВ ПЛАНЕРА САМОЛЕТА НА ПРОЧНОСТЬ.  
КРЫЛО.

Методические указания к выполнению курсовых  
и дипломных проектов для студентов  
III- V курсов (специальность 1301)  
факультета летательных аппаратов

Новосибирск  
2000

Составители: В.А. Бернс канд.техн.наук,  
Е.Г. Подружин канд.техн.наук,  
Б.К. Смирнов, техн.наук.  
Рецензент: В.Л. Присекин, д-р.техн.наук, проф.

Работа выполнена на кафедре  
самолето- и вертолетостроения

## ЗАДАЧИ, СОДЕРЖАНИЕ И ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ КУРСОВОГО ПРОЕКТА

Цель курсового проекта – более глубокое и детальное ознакомление студентов с особенностями конструкции самолета и овладение практическими приемами расчета на прочность элементов планера самолета.

Задание на курсовой проект предусматривает решение следующих задач:

1. Выбор прототипа самолета по его характеристикам, являющимися исходными данными к проекту.
2. Определение массовых и геометрических характеристик самолета, необходимых для расчета нагрузок, по выбранному прототипу, компоновка крыла.
3. Назначение эксплуатационной перегрузки и коэффициента безопасности для заданного расчетного случая.
4. Определение нагрузок, действующих на крыло при выполнении самолетом заданного маневра, построение эпюр.
5. выбор типа конструктивно-силовой схемы крыла (лонжеронное, кессонное, моноблочное) и подбор параметров сечения (расстояния от корня крыла до расчетного сечения задается преподавателем).
6. Расчет сечения крыла на изгиб.
7. Расчет сечения крыла на сдвиг.
8. расчет сечения крыла на кручение.
9. Проверка обшивки крыла и стенок лонжерона на прочность и устойчивость.
10. Расчет на прочность элементов крыла (по указанию преподавателя).

### Примечания.

1. Все расчеты проводятся на ПЭВМ, в пояснительную записку вставляется распечатка результатов расчета.
2. Необходимый объем расчетов из перечисленных разделов проекта назначается преподавателем индивидуально.
3. Оформление расчетно-пояснительной записки производится в соответствии с ГОСТ 2.105-79.
4. Защита курсового проекта проводится публично, всеми студентами группы в одно время.

### Обозначения:

$L$  - размах крыла;  
 $S$  - площадь крыла;  
 $\lambda$  - удлинение крыла;

$\eta$ - сужение крыла;  
 $\bar{c}$  - относительная толщина профиля сечения крыла;  
 $\bar{c}_{\text{корн.}}$ ,  $\bar{c}_{\text{конц.}}$  - относительная толщина профиля соответственно в корневом и  
 концевом сечениях крыла;  
 $\chi_{0,25}$  - стреловидность крыла по линии четвертей хорд;  
 $G$ - взлетный вес самолета;  
 $G_{\text{кр.}}$ - вес крыла;  
 $b$ - текущая хорда крыла;  
 $b_{\text{корн.}}$ - корневая хорда крыла;  
 $b_{\text{конц.}}$ - концевая хорда крыла;  
 $f$ - коэффициент безопасности;  
 $n_y^{\text{э}}$ - максимальная эксплуатационная перегрузка в направлении оси  $Y$ ;  
 $P^{\text{э}}$ - эксплуатационная нагрузка;  
 $P$  - расчетная нагрузка;  
 $\tilde{\Gamma}_{\text{пл.}}$  - относительная циркуляция прямого плоского крыла;  
 $\tilde{\Gamma}_{\chi}$  - относительная циркуляция крыла с учетом стреловидности;  
 $q^{\text{аэр}}$  - погонная аэродинамическая нагрузка на крыло;  
 $Q^{\text{аэр}}$ - перерезывающая сила в сечении крыла от аэродинамической нагруз-  
 ки;  
 $M^{\text{аэр}}$ - момент аэродинамической нагрузки в сечении крыла;  
 $q^{\text{кр}}$ - погонная нагрузка от веса крыла;  
 $Q^{\text{кр}}$  - перерезывающая сила от веса крыла;  
 $M^{\text{кр}}$ - момент силы веса в сечении крыла;  
 $q^{\text{топл}}$  погонная нагрузка от веса баков с топливом;  
 $G_{\text{топл}}$ - вес топлива в крыльевых баках;  
 $Q^{\text{топл}}$  - перерезывающая сила от веса баков с топливом;  
 $G_{\text{агр}}$  - вес агрегатов и сосредоточенных грузов;  
 $M^{\text{топл}}$  - момент сил веса баков с топливом;  
 $Q^{\text{соср}}$  - перерезывающая сила от сосредоточенных масс;  
 $M^{\text{соср}}$  - момент сосредоточенных инерционных сил;  
 $N$  – растягивающее усилие, действующее в панели крыла;  
 $\delta$  - толщина обшивки;  
 $H$  - высота лонжерона;  
 $e$  - шаг стрингеров;  
 $a$  - расстояние между нервюрами;  
 $n$  - число стрингеров;  
 $F_{\text{стр}}$  - площадь сечения стрингера;  
 $F_{\text{л-н}}$  - площадь сечения полки лонжерона;  
 $\delta_{\text{ст}}$  - толщина стенки лонжерона;  
 $\sigma_{\text{в}}$  - напряжение предела прочности материала;  
 $\sigma_{\text{кр}}$ ,  $\tau_{\text{кр}}$  - напряжения потери устойчивости соответственно при сжатии и  
 сдвиге;

$E$  - модуль продольной упругости;  
 $G$  - модуль сдвига;  
 $\nu$  - коэффициент Пуассона.

## ПОРЯДОК ПРОЧНОСТНОГО РАСЧЕТА НА ПЭВМ

Расчет крыла самолета производится на ПЭВМ. Расчет разбит на несколько этапов. На первом этапе определяются нагрузки, действующие на крыло. Необходимая для этого информация вводится в ПЭВМ в диалоговом режиме в ответ на запросы появляющиеся на экране компьютера после запуска программы **NAGR.EXE**. В дальнейшем создается файл данных **NAGR.DAT**, куда заносится вводимая информация и в последующих расчетах можно менять исходные данные в файле данных.

Прежде чем воспользоваться программой **NAGR.EXE**, необходимо подготовить исходные данные к расчету нагрузок, что включает в себя выбор прототипа самолета, установление массовых и геометрических характеристик самолета, компоновку крыла, назначение величин эксплуатационной перегрузки и коэффициента безопасности

При расчете нагрузок в ПЭВМ заносятся (бесформатный ввод) следующие параметры:

- корневая и концевая хорды [м];
- размах крыла [м];
- коэффициент безопасности [б/р];
- взлетный вес самолета [т];
- эксплуатационная перегрузка [б/р];
- относительная циркуляция ( 11 значений из табл. 2) [б/р];
- угол стреловидности по линии четвертей хорд крыла [град];
- относительная толщина профиля в корневом и концевом сечениях [б/р];
- вес крыла [т];
- количество топливных баков в крыле [б/р];
- удельный вес топлива [т/м<sup>3</sup>];
- относительные координаты начальных и концевых хорд баков [б/р];
- начальные хорды баков [м];
- концевые хорды баков [м];
- расстояние от условной оси (рис.1) до линии ц.т. топлива в корневом и концевом сечениях крыла [м];
- количество агрегатов [б/р];
- вес агрегатов [т];
- относительные координаты агрегатов [б/р];

- расстояние от условной оси до ц.т. агрегатов [м];
- расстояние от условной оси до линии ц. д. в корневом и концевом сечениях крыла [м];
- расстояние от условной оси до линии ц. ж. в корневом и концевом сечениях крыла [м];
- расстояние от условной оси до линии ц. т. в корневом и концевом сечениях крыла [м];

Результаты расчетов по программе **NAGR.EXE** заносятся в файл **NAGR.DAT**, в котором приведены с соответствующими комментариями введенные на первом этапе данные, а также выводятся рассчитанные программой площадь крыла, его сужение, удлинение, эксплуатационная и разрушающая нагрузки, действующие в крыле, и таблицы нагрузок, действующих в крыле от различных силовых факторов:

- таблица аэродинамических нагрузок (табл.1);
- таблица нагрузок от веса конструкции крыла (табл.2);
- таблица нагрузок от веса баков с топливом (табл.3);
- таблица нагрузок от сосредоточенных сил (табл.4)
- таблица суммарных перерезывающих сил и изгибающих моментов от всех силовых факторов (табл.5);
- таблица моментов всех сил, действующих на крыло, относительно оси  $z_{\text{усл.}}$  (табл.6);
- таблица изгибающих и крутящих моментов, действующих в сечениях нормальных оси жесткости крыла (табл.7);

На втором этапе с помощью программы **REDUC.EXE** осуществляется расчет крыла на изгиб методом редуцированных коэффициентов. Подготовка исходных данных для программы **REDUC.EXE** заключается в выборе типа силовой схемы крыла, подборе параметров расчетного сечения (см. п. 5.1-5.3). Методика расчета сечения крыла на изгиб методом редуцированных коэффициентов изложена в п. 6.1.

Исходными данными для программы **REDUC.EXE** (для программы реализован ввод исходных данных в двух режимах – диалоговом и файловом) являются:

- число стрингеров на верхней панели крыла [б/р];
- число стрингеров на нижней панели крыла [б/р];
- высоты и толщины свободных полок стрингеров в сжатой (верхней) панели крыла [см];
- площади поперечных сечений стрингеров [см<sup>2</sup>];
- моменты инерции стрингеров верхней панели [см<sup>4</sup>];
- координаты  $x, y$  центров тяжести стрингеров [см];
- модули упругости материалов стрингеров и лонжеронов [кг/см<sup>2</sup>];
- толщины обшивки на верхней и нижней панелях крыла [см];
- число лонжеронов [б/р];
- площади поперечных сечений лонжеронов [см<sup>2</sup>];
- координаты  $x, y$  центров тяжести полок лонжеронов [см];

- высоты лонжеронов [см];
- напряжения предела прочности для материалов лонжеронов и стрингеров [кг/см<sup>2</sup>];
- изгибающий момент [кг·см];
- шаг нервюр [см];
- шаг стрингеров в сжатой и растянутой панелях крыла [см];

Результаты расчета программы **REDUC.EXE** являются таблицы помещаемые в файл **REZ.DAT**, в которых для каждой итерации приводятся следующие величины:

- номера стрингеров и лонжеронов;
- площади сечений стрингеров и лонжеронов;
- суммарная площадь сечений подкрепляющих элементов с присоединенной обшивкой;
- величины редуционных коэффициентов;
- критические напряжения в стрингерах при общей потере устойчивости;
- критические напряжения в стрингерах при местной потере устойчивости;
- допускаемые напряжения в стрингерах и лонжеронах;
- действительные напряжения в стрингерах и лонжеронах.

Кроме перечисленной информации формируются два файла данных **CORD.DAT** и **DAN.DAT**. В первый из этих файлов заносятся координаты  $x, y$  центров тяжести стрингеров, а во второй остальная информация, вводимая в диалоговом режиме при первом обращении к программе, что позволяет при дальнейшей работе с программой корректировать вводимую информацию более эффективно.

На третьем этапе производится расчет сечения крыла на сдвиг и кручение. Методика расчета сечения крыла на сдвиг и кручение изложена в п. 7.1, 8.1, 8.2. Программы для этих расчетов составляются самостоятельно.

На четвертом этапе производится подготовка заключения о прочности крыла. Подготовка данного заключения производится в соответствии с п. 9.

На пятом этапе производится проектирование и расчет на прочность элемента крыла. Проектированию подлежит элемент, указанный преподавателем.

Расчет на прочность элемента крыла подразумевает разработку расчетной схемы; определение нагрузок, действующих на данный элемент; расчет напряжений; подбор характеристик элемента из условия его прочности.

## МЕТОДИКА РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ КУРСОВОГО ПРОЕКТА

### I. Выбор прототипа самолета по его характеристикам

Исходными данными к проекту являются следующие характеристики: размах крыла  $L$ , площадь крыла  $S$ , сужение крыла  $\eta$ , относительная толщина профиля  $\bar{c}$  в корневом и концевом сечениях крыла, стреловидность крыла по линии четвертей хорд  $\chi_{0,25}$ , взлетный вес самолета  $G$ , расчетный случай (**A**, **A'**, **B** и т.д.). По геометрическим и массовым характеристикам самолета определяется его прототип, например, по работам [9-13].

### 2. Установление массовых и геометрических характеристик самолета, компоновка крыла

Для найденного прототипа выясняются особенности компоновки крыла (количество и расположение двигателей, шасси, топливных баков, органов управления, механизации, сосредоточенных грузов на узлах внешней подвески), вес топлива и агрегатов, расположенных на крыле. В случае, если массовые характеристики агрегатов не удастся найти в литературе, то их величины определяются (по согласованию с преподавателем) с использованием статистических данных для рассматриваемого типа самолетов [1].

С использованием найденных геометрических характеристик выполняется эскиз крыла в масштабе 1:5, 1:6, 1:10, 1:25, производится его компоновка (размещение лонжеронов, топливных баков, шасси, двигательных установок, различных грузов и т.д.). Геометрические характеристики крыла, необходимые для его построения, определяются по формулам:

$$\eta = \frac{b_{\text{корн.}}}{b_{\text{конц.}}} , \quad S = \frac{b_{\text{корн.}} + b_{\text{конц.}}}{2} \cdot L , \quad \lambda = \frac{L^2}{S}$$

$$b_{\text{конц.}} = \frac{2 \cdot S}{L \cdot (1 + \eta)}$$

Угол стреловидности крыла  $\chi$  задан по линии, проходящей через четверти хорд (рис. 1). На крыле, вычерченном в масштабе, необходимо нанести линию центров тяжести, линию, проходящую через четверти хорд, линию центров давления, условные оси координат и разбить крыло на сечения  $\bar{z} = 0; 0,1; 0,2; \dots; 0,9; 0,95; 1,0 ;$ . Здесь  $\bar{z} = 2 \cdot z/L$ .



### 3. Назначение эксплуатационной перегрузки и коэффициента безопасности

Величина эксплуатационной перегрузки и коэффициент безопасности для заданного самолета и расчетного случая назначается с использованием работ [2,3,5,6,7] и лекционного материала. В тексте пояснительной записке необходимо обосновать выбор числовых значений этих параметров. В зависимости от степени потребной маневренности все самолеты делятся на три класса

Класс А - маневренные самолеты, к которым относятся самолеты, совершающие резкие маневры, например истребители ( $9 \geq n_{y \max}^{\circ} \geq 5$ ). Кратковременно перегрузка для таких самолетов может достигать 10÷11 единиц.

Класс Б – ограниченно маневренные самолеты, которые совершают маневр, в основном, в горизонтальной плоскости ( $n_{y \max}^{\circ} = 3 \div 4$ ).

Класс В – неманевренные самолеты, не совершающие сколь-нибудь резкого маневра ( $n_{y \max}^{\circ} = 2 \div 3$ ).

Транспортные и пассажирские самолеты относятся к классу В, бомбардировщики к классу Б или В. Истребители относятся к классу А.

Все разнообразие нагрузок, действующих на самолет, сводится к расчетным режимам или расчетным случаям, которые сведены в специальный документ [6]. Обозначаются расчетные случаи буквами латинского алфавита с индексами. В таблице 1 приведены некоторые расчетные случаи нагружения самолета в полете.

Коэффициент безопасности  $f$  назначается от 1,5 до 2,0 в зависимости от продолжительности действия нагрузки и повторяемости ее в процессе эксплуатации.

Таблица 1.					
Расчетный случай	Характеристика полета	$n_y$	$q$	$c_y$	$f$
А	Криволинейный полет, соответствующий выходу самолета из пикирования или полету в неспокойном воздухе (для тяжелых самолетов)	$n_{y \max}^{\circ}$	_____	$c_{y \max}$	1,5
А'	Криволинейный полет, соответствующий максимальному скоростному напору пикирования или планирования	$n_{y \max}^{\circ}$	$l_{\max}$	_____	1,5
В	Маневр самолета с отклоненными элеронами	$0,5 \cdot n_{y \max}^{\circ}$	$l_{\max}$	_____	2,0
С	Вертикальное пикирование самолета	0	$l_{\max}$	0	2,0
Д	Вход самолета в пикирование	$-0,5 \cdot n_{y \max}^{\circ}$	_____	$c_{y \min}$	1,5
Д'	Полет на отрицательных углах атаки с большой скоростью	$-0,5 \cdot n_{y \max}^{\circ}$	$l_{\max}$	_____	1,5

Максимальную эксплуатационную перегрузку при маневре самолета с убранной взлетно-посадочной механизацией определяют следующим образом

$$n_{y\max}^{\text{э}} = 3,8 \text{ при } m \leq 8000 \text{ кг}$$

$$n_{y\max}^{\text{э}} = 2,5 \text{ при } m > 27500 \text{ кг}$$

Для промежуточных значений полетной массы перегрузка определяется по формуле

$$n_{y\max}^{\text{э}} = 1 + \frac{250}{\sqrt{m}}$$

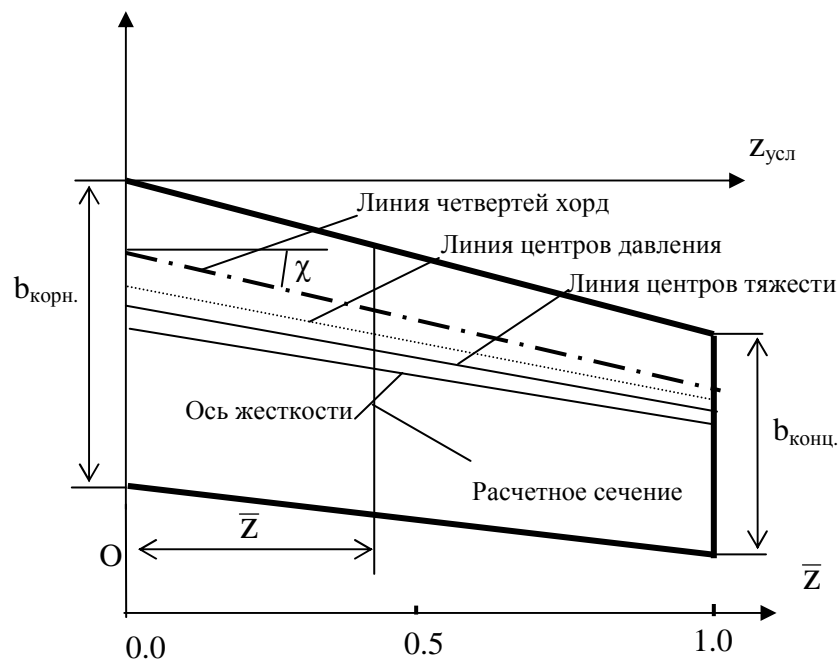


Рис. 1

#### 4. Определение нагрузок, действующих на крыло

Конструкция крыла рассчитывается по разрушающим нагрузкам

$$P_{\text{разр.}} = P^{\text{э}} \cdot f, \quad P^{\text{э}} = G \cdot n_y^{\text{э}}$$

##### 4.1 Определение аэродинамических нагрузок

Аэродинамическая нагрузка распределяется по размаху крыла в соответствии с изменением относительной циркуляции  $\tilde{\Gamma}_{\text{пл.}}$  (при вычислении  $\tilde{\Gamma}_{\text{пл.}}$  коэффициента влияния фюзеляжа и мотогондол можно пренебречь). Значения  $\tilde{\Gamma}_{\text{пл.}}$  следует брать из работы [4], где они задаются в виде графиков или таблиц для различных сечений крыла в зависимости от его характеристик (удлинения,

сужения, длины центроплана и т.д.). Можно воспользоваться данными приведенными в таблице 2.

**Таблица 2**

Распределение циркуляции по сечениям для трапецевидных крыльев

$\bar{z}$	$\tilde{\Gamma}_{пл.} \text{ при } 2 \leq \lambda \leq 5$			
	$\eta=2$	$\eta=3$	$\eta=4$	$\eta=5$
0	1,2604	1,321	1,3553	1,3792
0,1	1,254	1,3124	1,3454	1,3669
0,2	1,2242	1,2858	1,3152	1,3413
0,3	1,1989	1,2395	1,2625	1,2794
0,4	1,1463	1,1713	1,1857	1,198
0,5	1,0763	1,0811	1,0845	1,0884
0,6	0,9911	0,9727	0,9631	0,9577
0,7	0,8946	0,8622	0,8287	0,8137
0,8	0,7865	0,7241	0,6875	0,6624
0,9	0,6345	0,5664	0,5236	0,4669
0,95	0,4933	0,447	0,3979	0,3817
1,0	0,0	0,0	0,0	0,0

Расчетная погонная аэродинамическая нагрузка (направление  $q^{аэр.}$  приближенно можно считать перпендикулярным плоскости хорд крыла) для плоского крыла при  $0^\circ \leq \chi_{0,25} \leq 10^\circ$

$$q^{аэр.} = \frac{P_{разр.}}{L} \cdot \tilde{\Gamma}_{пл.} \quad (1)$$

Для крыльев со стреловидностью  $10^\circ \leq \chi_{0,25} \leq 35^\circ$

$$q^{аэр.} = \frac{P_{разр.}}{L} \cdot \tilde{\Gamma}_ч, \quad (2)$$

где

$$\tilde{\Gamma}_ч = [\tilde{\Gamma}_{пл.} - 2 \cdot (1 - \bar{z}) \cdot (1 - \cos \chi)] \cdot \frac{1}{\cos \chi} \quad (3)$$

При учете стреловидности не принимается во внимание крутка крыла. Для крыльев со стреловидностью  $\chi > 35^\circ$  формула (3) дает ошибку в значениях циркуляции до 20 %.

Методика расчета для неплоских крыльев любой формы изложена в работе [1].

По эпюре распределенных нагрузок  $q^{аэр.}$ , вычисленных для 12 сечений по формулам (1) или (2), строятся последовательно эпюры  $Q^{аэр.}$  и  $M^{аэр.}$ . Используя известные дифференциальные зависимости, находим

$$Q^{аэр.} = \int_{L/2}^z q^{аэр.} dz$$

$$M^{аэр.} = \int_{L/2}^z Q^{аэр.} dz$$

Интегрирование проводится численно, используя метод трапеций (рис.2). По результатам вычислений строятся эпюры изгибающих моментов и перерезывающих сил.

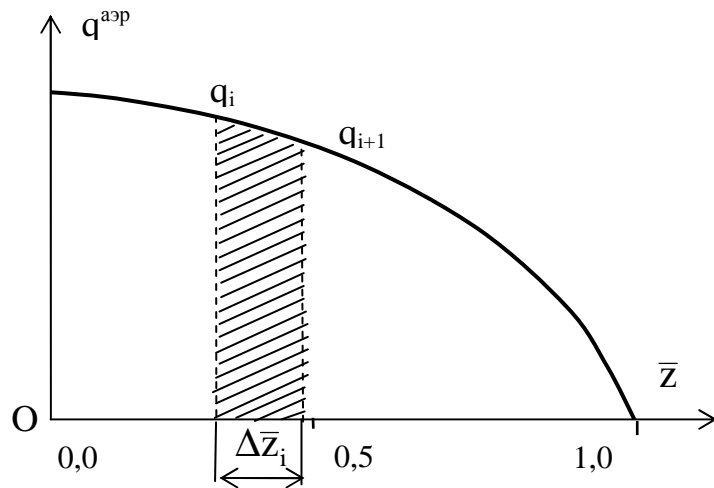


Рис.2

## 4.2 Определение массовых и инерционных сил

4.2.1 Определение распределенных сил от собственного веса конструкции крыла. Распределение массовых сил по размаху крыла с незначительной погрешностью можно считать пропорциональным аэродинамической нагрузке

$$q_{кр.} = \frac{G_{кр.}}{G} \cdot q^{aep},$$

или пропорционально хордам

$$q_{кр.} = \frac{G_{кр.} \cdot n_y^3 \cdot f}{S} \cdot b$$

Погонная массовая нагрузка приложена по линии центров тяжести сечений, расположенной, обычно, на 40-50% хорды от носка. По аналогии с аэродинамическими силами определяются  $Q^{кр.}$  и  $M^{кр.}$ . По результатам вычислений строят эпюры.

4.2.2. Определение распределенных массовых сил от веса баков с топливом. Распределенная погонная массовая нагрузка от баков с топливом

$$q^{топл.} = \bar{c} \cdot b \cdot B \cdot \gamma \cdot n_y^3 \cdot f,$$

где  $\gamma$  – удельный вес топлива;  $B$  – расстояние между лонжеронами, являющимися стенками бака (рис.3).

Относительная толщина профиля в сечении

$$\bar{c} = \bar{c}_{корн.} - (\bar{c}_{корн.} - \bar{c}_{конц.}) \cdot \bar{z} \quad (4)$$

Центр тяжести условно можно считать расположенным на середине между передним и задним лонжеронами. В целях упрощения расчетов пренебре-

гаем кривизной крыла, то есть форму баков принимаем в виде усеченных пирамид (рис. 4).

Далее находятся  $Q^{\text{топл.}}$  и  $M^{\text{топл.}}$  и строятся их эпюры. При вычислении  $Q^{\text{топл.}}$  и  $M^{\text{топл.}}$  следует вводить дополнительные сечения границ расположения

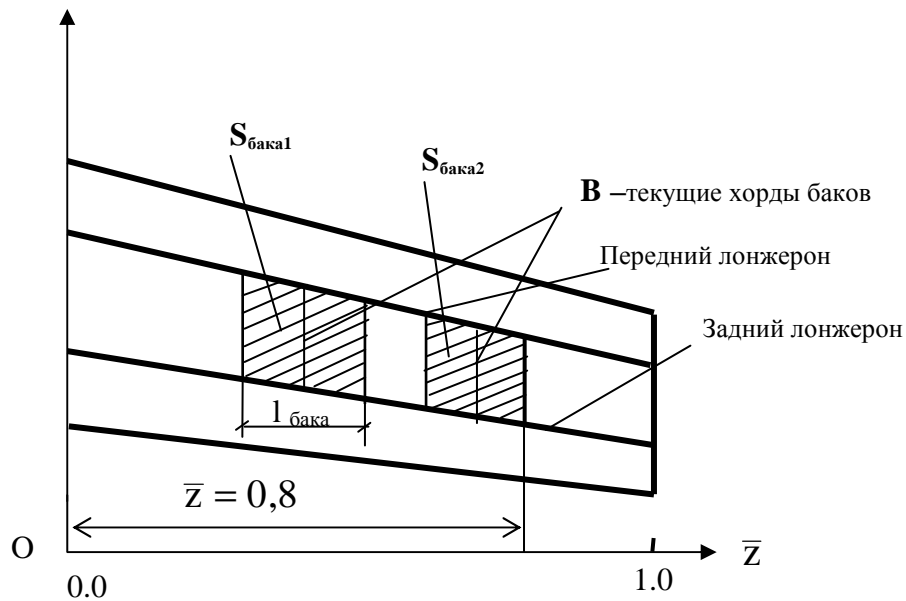


Рис. 3

топлива, если они не совпадают с координатами таблицы 1.

4.2.3. Построение эпюр от сосредоточенных сил. Сосредоточенные инерционные силы от агрегатов и грузов, расположенных в крыле и присоединенных к крылу, приложены в их центрах тяжести и принимаются направленными параллельно аэродинамическим силам. Расчетная сосредоточенная нагрузка

$$P^{\text{соср.}} = G_{\text{соср.}} \cdot n_y^3 \cdot f$$

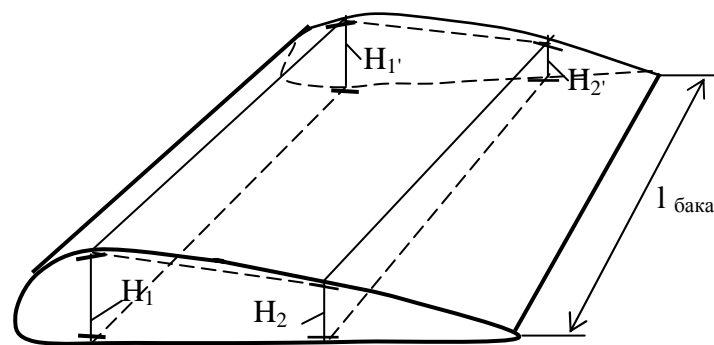


Рис.4

Результаты приводятся в виде эпюр  $Q^{\text{соср.}}$  и  $M^{\text{соср.}}$ . Строятся суммарные эпюры  $Q_{\Sigma}$  и  $M_{x\Sigma}$  от всех сил, приложенных к крылу, с учетом их знаков:

$$Q_{\Sigma} = Q^{\text{аэр.}} + Q^{\text{кр.}} + Q^{\text{топл.}} + Q^{\text{соср.}}$$

$$M_{x\Sigma} = M^{\text{аэр.}} + M^{\text{кр.}} + M^{\text{топл.}} + M^{\text{соср.}}$$

#### 4.3 Вычисление моментов, действующих относительно условной оси

4.3.1. Определение  $M_{z_{\text{усл.}}}^{\text{аэр.}}$  от аэродинамических сил. Аэродинамические силы действуют по линии центров давления, положение которой считается известным. Вычертив крыло в плане, отметим положение  $\Delta Q_i^{\text{аэр.}}$  на линии центров давления и по чертежу определим  $h_i^{\text{аэр.}}$  (рис.5).

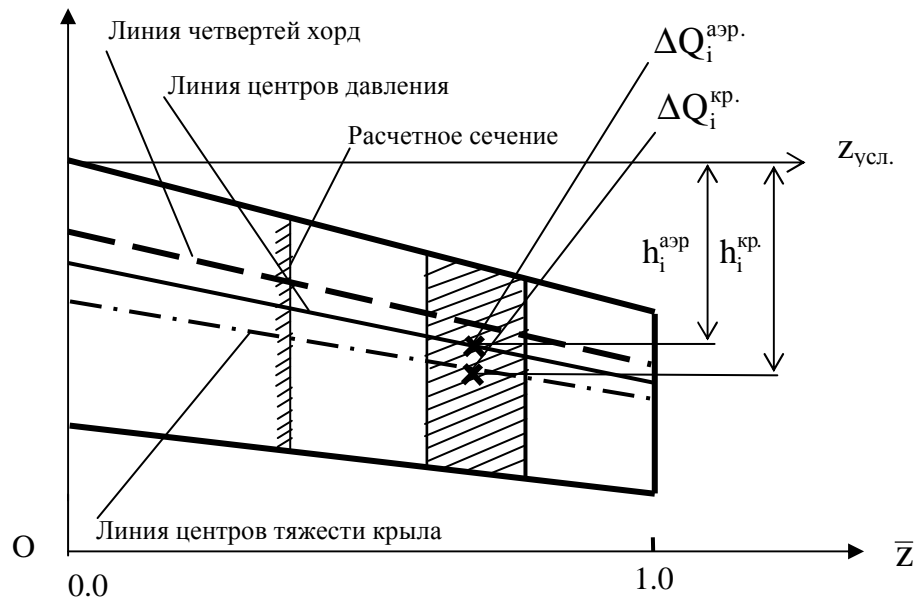


Рис. 5

Далее вычисляем  $\Delta M_{Z_{\text{усл.},i}}^{\text{аэр.}}$  и  $M_{Z_{\text{усл.}}}^{\text{аэр.}}$  по формулам

$$\Delta M_{Z_{\text{усл.},i}}^{\text{аэр.}} = \Delta Q_i^{\text{аэр.}} \cdot h_i^{\text{аэр.}}$$

$$M_{Z_{\text{усл.}}}^{\text{аэр.}} = \sum_{i=1}^n \Delta M_{Z_{\text{усл.},i}}^{\text{аэр.}}$$

и строим эпюру  $M_{Z_{\text{усл.}}}^{\text{аэр.}}$ .

4.3.2. Определение  $M_{Z_{\text{усл.}}}$  от распределенных массовых сил крыла ( $M_{Z_{\text{усл.}}}^{\text{кр.}}$  и  $M_{Z_{\text{усл.}}}^{\text{топл.}}$ ). Массовые силы, распределенные по размаху крыла, действуют по линии центров тяжести его конструкции (см. рис. 5).

$$\Delta M_{Z_{\text{усл.}}}^{\text{кр.}} = \Delta Q_i^{\text{кр.}} \cdot h_i^{\text{кр.}},$$

где  $\Delta Q_i^{\text{кр.}}$  - расчетная сосредоточенная сила от веса части крыла между двумя соседними сечениями;  $h_i^{\text{кр.}}$  - плечо от точки приложения силы  $\Delta Q_i^{\text{кр.}}$  до оси  $z_{\text{усл.}}$ .

Аналогично вычисляются значения  $\Delta M_{Z_{усл.}}^{топл.}$ . По расчетам строятся эпюры  $M_{Z_{усл.}}^{кр.}$  и  $M_{Z_{усл.}}^{топл.}$ .

#### 4.3.3. Определение $M_{Z_{усл.}}$ от сосредоточенных сил.

$$M_{Z_{усл.i}}^{сопр.} = P_i^{сопр.} \cdot h_i^{сопр.},$$

где  $P_i^{сопр.} = P_i \cdot n_y^3 \cdot f$ , расчетный вес каждого агрегата или груза;  $h_i^{сопр.}$  - расстояние от центра тяжести каждого агрегата или груза до оси.

После вычисления  $M_{Z_{усл.i}}^{сопр.}$  определяется суммарный момент  $M_{Z_{усл.}}^{\Sigma}$  от всех сил, действующих на крыло, и строится эпюра  $M_{Z_{усл.}}^{\Sigma}$  (имеется ввиду алгебраическая сумма).

$$M_{Z_{усл.}}^{\Sigma} = M_{Z_{усл.}}^{аэр.} + M_{Z_{усл.}}^{кр.} + M_{Z_{усл.}}^{топл.} + M_{Z_{усл.}}^{сопр.}$$

#### 4.4. Определение расчетных значений $M_{изг.}$ и $M_{кр.}$ для заданного сечения крыла

Для определения  $M_{изг.}$  и  $M_{кр.}$  следует:

- найти приближенное положение центра жесткости (рис. 6)

$$x_{ц.ж.} = \frac{\sum_{i=1}^m H_i^2 \cdot l_i}{\sum_{i=1}^m H_i^2},$$

где  $H_i$  - высота  $i$ -го лонжерона;  $l_i$  - расстояние от выбранного полюса А до стенки  $i$ -го лонжерона;  $m$  – количество лонжеронов;

- вычислить момент относительно оси  $Z$ , проходящей через приближенное положение центра жесткости и параллельной оси  $Z_{усл.}$

$$M_Z^{\Sigma} = Q_{\Sigma} \cdot a - M_{Z_{усл.}}^{\Sigma};$$

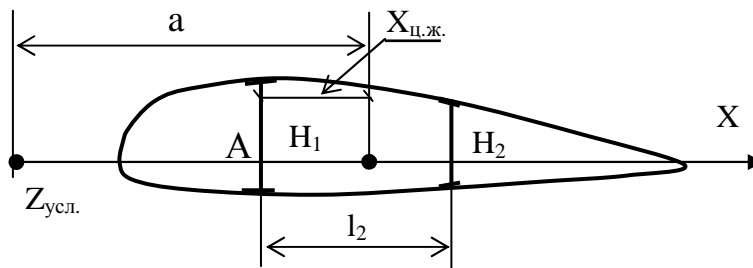
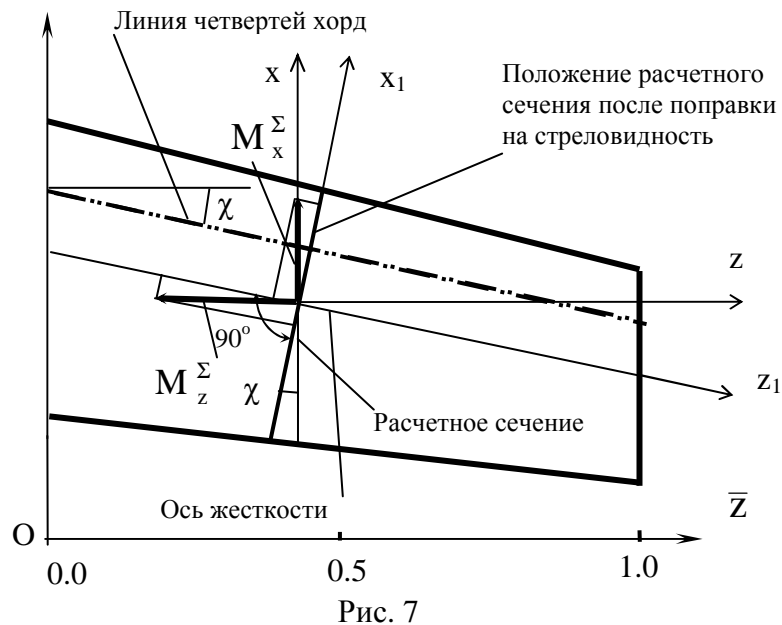


Рис.6

- для стреловидного крыла сделать поправку на стреловидность (рис.7) по формулам

$$M_{кр.} = M_{z_1}^{\Sigma} = M_z^{\Sigma} \cdot \cos\chi + M_x^{\Sigma} \cdot \sin\chi$$

$$M_{изг.} = M_{x_1}^{\Sigma} = M_z^{\Sigma} \cdot \sin\chi - M_x^{\Sigma} \cdot \cos\chi$$



## 5. Выбор конструктивно-силовой схемы крыла, подбор параметров расчетного сечения

### 5.1. Выбор конструктивно- силовой схемы крыла

Тип конструктивно-силовой схемы крыла выбирается с использованием рекомендаций, изложенных в лекциях и работах [1,2,3,7].

### 5.2. Выбор профиля расчетного сечения крыла

Относительная толщина профиля расчетного сечения определяется по формуле (4). Из работы [9] выбирается симметричный (для простоты) профиль, соответствующий по толщине  $\bar{c}$  рассматриваемому типу самолета и составляется таблица 3. Подобранный профиль вычерчивается на миллиметровой бумаге в масштабе (1:10, 1:25). В случае отсутствия в справочнике профиля необходимой толщины можно взять из справочника наиболее близкий по толщине профиль и все данные пересчитать по формуле

Таблица 3.



$x\%$	$y_B\%$	$y_H\%$	$y_B^{(cm)}$	$y_H^{(cm)}$	$h=y_B^{(cm)}+y_H^{(cm)}$
0					
10					
...					
100					

$$y = y_{\text{справ.}} \cdot \frac{\bar{c}}{\bar{c}_{\text{справ.}}},$$

где  $y$  – расчетное значение ординаты;  $y_{\text{справ.}}$  – табличное значение ординаты;  $\bar{c}_{\text{справ.}}$  – таб-

личное значение относительной толщины профиля крыла.

Для стреловидного крыла следует сделать поправку на стреловидность по формулам

$$b' = b \cdot \cos \chi,$$

$$\bar{c}' = \frac{\bar{c}}{\cos \chi}$$

### 5.3. Подбор параметров сечения (ориентировочный расчет)

#### 5.3.1. Определение нормальных усилий, действующих на панели крыла.

Для последующих расчетов будем считать положительными направления  $M_{\text{изг.}}$ , и  $Q_{\Sigma}$  в расчетном сечении (рис. 8). Пояса лонжеронов и стрингеры с присоединенной обшивкой воспринимают изгибающий момент  $M_{\text{изг.}}$ . Усилия, нагружающие панели, можно определить из выражения

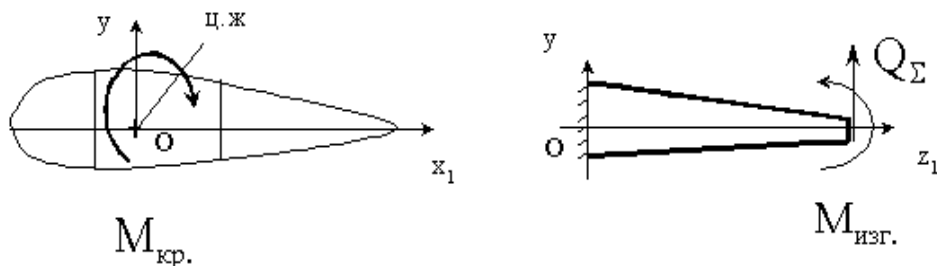


Рис. 8

$$N = \pm \frac{M_{\text{изг.}}}{H_{\text{ср.}}},$$

где  $H_{\text{ср.}} = \frac{F}{B}$ ;  $F$  – площадь поперечного сечения крыла, ограниченная крайними лонжеронами;  $B$  – расстояние между крайними лонжеронами; (рис. 9).

Для растянутой панели усилие  $N$  принять со знаком плюс, для сжатой – со знаком минус.

На основе статистических данных в расчете следует принять усилия, воспринимаемые полками лонжеронов -  $N_{л-на} = \alpha \cdot N$ ,  $N_{стр.} = \beta \cdot N$ ,  $N_{обш.} = \gamma \cdot N$ .

Значения коэффициентов  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\gamma$  даны в таблице 4 и зависят от типа крыла.

Таблица 4.

Тип крыла	Значения коэффициента		
	$\alpha$	$\beta$	$\gamma$
Кессонное	0,70	0,20	0,1
моноблочное	0,30	0,45	0,25

5.3.2. Определение толщины обшивки. Толщину обшивки  $\delta$  для растянутой зоны определяют по 4-ой теории прочности:

$$\delta_{раст.} = \frac{1}{\sigma_{\delta}} \cdot \sqrt{\left( \frac{M_{изг.} \cdot \gamma}{H_{ср.} \cdot B} \right)^2 + 3 \cdot \left( \frac{M_{кр.}}{2 \cdot H_{ср.} \cdot B} \right)^2},$$

где  $\sigma_{\delta}$  - напряжение предела прочности материала обшивки;  $\gamma$  - коэффициент, значение которого приведено в таблице 4. Для сжатой зоны толщину обшивки следует принять равной  $\delta_{сж.} = 1,3 \cdot \delta_{раст.}$ .

5.3.3. Определение шага стрингеров и нервюр. Шаг стрингеров  $\ell$  и нервюр  $a$  выбирают с таким расчетом, чтобы поверхность крыла не имела недопустимой волнистости.

Для расчета прогибов обшивки считаем ее свободно опертой на стринге-

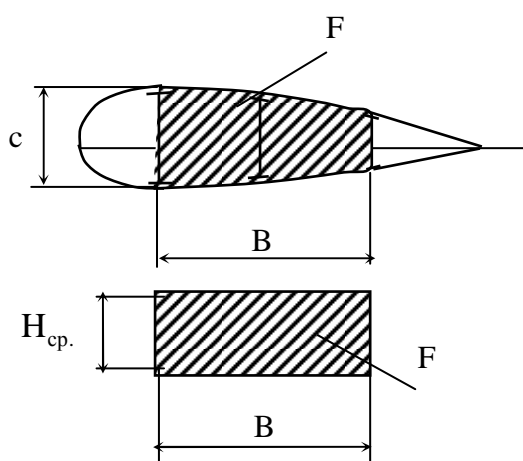


Рис. 9

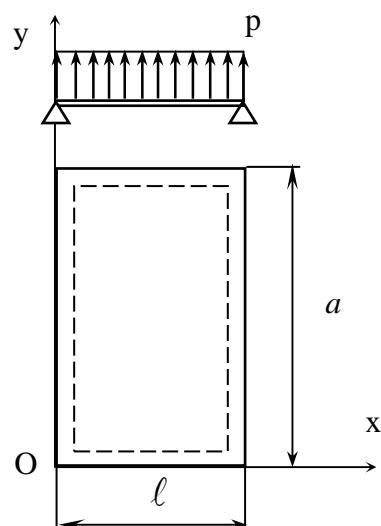


Рис. 10

ры и нервюры (рис. 10). Наибольшее значение прогиба достигается в центре рассматриваемой пластины:

$$w = d \cdot \frac{p \cdot \ell^4}{D},$$

где  $p = P/S$  - удельная нагрузка на крыло;  $D = \frac{E \cdot \delta^3}{12 \cdot (1 - \nu^2)}$  - цилиндрическая жесткость обшивки. Значения коэффициентов  $d$  в зависимости от  $a/\ell$  приведены в работе [8]. Обычно это отношение равно 3.

Расстояние между стрингерами и нервюрами следует выбирать так, чтобы  $w/\ell \leq 0,02 \div 0,002$ .

Число стрингеров в сжатой панели

$$n_{сж.} = \frac{B_o}{\ell},$$

где  $B_o$  - длина дуги обшивки сжатой панели.

Количество стрингеров в растянутой панели следует уменьшить на 20%. Как отмечалось выше, расстояние между нервюрами  $a = 3 \cdot \ell$ .

5.3.4. Определение площади сечения стрингеров. Площадь сечения стрингера в сжатой зоне в первом приближении

$$F_{стр.сж.} = \frac{N_{стр.}}{\sigma_{кр.стр.} \cdot n_{сж.}},$$

где  $\sigma_{кр.стр.}$  - критическое напряжение стрингеров в сжатой зоне ( в первом приближении  $\sigma_{кр.стр.} = 0,5 \div 0,6 \sigma_{\sigma}$  ).

Площадь сечения стрингеров в растянутой зоне

$$F_{стр.раст.} = \frac{N_{стр.}}{\sigma_{\sigma} \cdot 0,9 n_{раст.}},$$

где  $\sigma_{\sigma}$  - предел прочности материала стрингера при растяжении.

5.3.5. Определение площади сечения лонжеронов. Площадь полок лонжеронов в сжатой зоне

$$F_{л.сж.} = \frac{N_{л-н}}{\sigma_{кр.л-н}},$$

где  $\sigma_{кр.л-н}$  - критическое напряжение при потере устойчивости полки лонжерона.  $\sigma_{кр.л-н} \approx 0,8 \sigma_{\sigma}$  (берется предел прочности материала лонжерона).

Площадь каждой полки двухлонжеронного крыла находится из условий

$$\frac{F_{л-н1}}{F_{л-н2}} = \frac{H_1^2}{H_2^2}, F_{л-н сж.} = F_{л-н1} + F_{л-н2}, \quad (5)$$

а для трехлонжеронного крыла

$$\frac{F_{л-н1}}{F_{л-н2}} = \frac{H_1^2}{H_2^2}, \frac{F_{л-н2}}{F_{л-н3}} = \frac{H_2^2}{H_3^2}, F_{л-н сж.} = F_{л-н1} + F_{л-н2} + F_{л-н3} \quad (6)$$

Площадь лонжеронов в растянутой зоне

$$F_{л-н \text{ раст.}} = \frac{N_{л-н}}{\sigma_6 \cdot k},$$

где  $k$  – коэффициент, учитывающий ослабление поясов лонжеронов крепежными отверстиями; при заклепочном соединении  $k = 0,9 \div 0,95$ .

Площадь каждой полки находится аналогично площади в сжатой зоне из условий (5) или (6).

5.3.6. Определение толщины стенок лонжеронов. Предполагаем, что вся перерезывающая сила воспринимается стенками лонжеронов

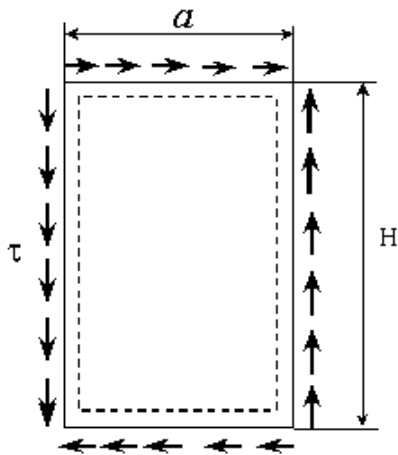


Рис. 11

$$Q_{\Sigma} = \sum_{i=1}^n Q_i,$$

где  $Q_i$  – сила, воспринимаемая стенкой  $i$ -го лонжерона. Для трехлонжеронного крыла ( $n=3$ )

$$\frac{Q_1}{Q_2} = \frac{H_1^2}{H_2^2}, \quad \frac{Q_2}{Q_3} = \frac{H_2^2}{H_3^2},$$

где  $H_1, H_2, H_3$  – высоты стенок лонжеронов в расчетном сечении крыла.

Толщина стенки

$$\delta_{ст.i} = \frac{Q_i}{H_i \cdot \tau_{кр.i}}. \quad (7)$$

Здесь  $\tau_{кр.i}$  – критическое напряжение потери устойчивости стенки лонжерона крыла от сдвига (рис. 11). Для вычислений  $\tau_{кр.i}$  следует принять все четыре стороны стенки свободно опертыми:

$$\tau_{кр.i} = k_{\tau_i} \cdot 0,9 \cdot E \cdot \left( \frac{\delta_{ст.i}}{H_i} \right)^2, \quad (8)$$

где  $k_{\tau_i} = 5,60 + 3,78 \cdot \left( \frac{H_i}{a} \right)^2$  при  $a > H_i$ , при  $a < H_i$  следует заменить в (8)  $H_i$  на  $a$ , а в формуле для  $k_{\tau_i}$  –  $(H_i/a)$  на  $(a/H_i)$ . Формула (8) справедлива для  $\tau_{кр.i} \leq \tau_{пл.}$

Подставляя значения  $\tau_{кр.i}$  из (8) в (7), находим толщину стенки  $i$ -го лонжерона

$$\delta_{ст.i} = \sqrt[3]{\frac{Q_i \cdot H_i}{0,9 \cdot k_{\tau_i} \cdot E}}.$$

## 6. Расчет сечения крыла на изгиб

Для расчета сечения крыла на изгиб вычерчивается профиль расчетного сечения крыла, на котором размещаются пронумерованные стрингеры и лонжероны (рис.12). В носике и хвостике профиля следует располагать стрингеры с большим шагом, чем между лонжеронами. Расчет сечения крыла на изгиб проводится методом редуционных коэффициентов и последовательных приближений.

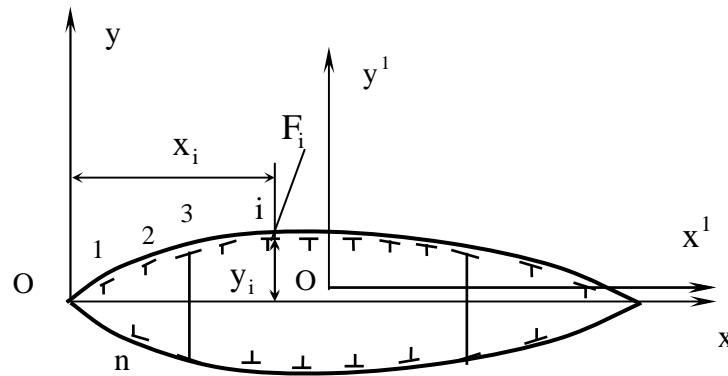


Рис. 12

### 6.1. Порядок расчета первого приближения

Определяются в первом приближении приведенные площади поперечного сечения продольных ребер (стрингеров, поясов лонжеронов) с присоединенной обшивкой

$$F_i^{\text{пр.}} = F_{i\Sigma} \cdot \varphi_i^1, \quad F_{i\Sigma} = F_i + F_{i\text{прис.}}^{\text{обш.}}, \quad (9)$$

где  $F_i$  - действительная площадь сечения  $i$ -го ребра;  $F_{i\text{прис.}}^{\text{обш.}}$  - присоединенная площадь обшивки ( $F_{i\text{прис.}}^{\text{обш.}} = 0,8 \cdot \delta \cdot \ell$  - для растянутой панели,  $F_{i\text{прис.}}^{\text{обш.}} = 30 \cdot \delta^2$  - для сжатой панели);  $\varphi_i^1$  - редуционный коэффициент первого приближения.

Если материал полок лонжеронов и стрингеров разный, то следует сделать приведение к одному материалу через редуционный коэффициент по модулю упругости

$$\varphi_{iE} = \frac{E_i}{E_o},$$

где  $E_i$  - модуль материала  $i$ -го элемента;  $E_o$  - модуль материала, к которому приводится конструкция (как правило, это материал пояса самого нагруженного лонжерона). Тогда

$$\varphi_{i\Sigma}^1 = \varphi_i^1 \cdot \varphi_{iE}$$

В случае разных материалов поясов лонжеронов и стрингеров в формулу (9) вместо  $\varphi_i^1$  подставляется  $\varphi_{i\Sigma}^1$ .

Определяем координаты  $x_i$  и  $y_i$  центров тяжести сечений продольных элементов профиля относительно произвольно выбранных осей  $x$  и  $y$  (рис. 12) и вычисляем статические моменты элементов  $F_i^{\text{пр.}} \cdot x_i$  и  $F_i^{\text{пр.}} \cdot y_i$ .

Определяем координаты центра тяжести сечения первого приближения по формулам

$$x_c^1 = \frac{\sum_{i=1}^n F_i^{\text{пр.}} \cdot x_i}{\sum_{i=1}^n F_i^{\text{пр.}}}, \quad y_c^1 = \frac{\sum_{i=1}^n F_i^{\text{пр.}} \cdot y_i}{\sum_{i=1}^n F_i^{\text{пр.}}}.$$

Через найденный центр тяжести проводим оси  $x^1$  и  $y^1$  (ось  $x^1$  удобно выбрать параллельной хорде сечения) и определяем координаты центров тяжести всех элементов сечения относительно новых осей.

Вычисляем моменты инерции (осевые и центробежный) приведенного сечения относительно осей  $x^1$  и  $y^1$ :

$$I_{x^1}^{\text{пр.}} = \sum_{i=1}^n F_i^{\text{пр.}} \cdot y_i^{1^2}, \quad I_{y^1}^{\text{пр.}} = \sum_{i=1}^n F_i^{\text{пр.}} \cdot x_i^{1^2}, \quad I_{x^1 y^1}^{\text{пр.}} = \sum_{i=1}^n F_i^{\text{пр.}} \cdot x_i^1 \cdot y_i^1.$$

Определяем угол поворота главных центральных осей сечения:

$$\operatorname{tg} 2\alpha = \frac{2 \cdot I_{x^1 y^1}^{\text{пр.}}}{I_{y^1}^{\text{пр.}} - I_{x^1}^{\text{пр.}}}.$$

Если угол  $\alpha$  будет больше  $5^\circ$ , то оси  $x^1$  и  $y^1$  следует повернуть на этот угол (положительное значение угла соответствует вращению осей по часовой стрелке) и далее вести расчет относительно главных центральных осей. В целях упрощения расчета угол  $\alpha$  рекомендуется вычислять только при расчетах последнего приближения. Обычно, если ось  $x^1$  выбрана параллельно хорде сечения, угол  $\alpha$  оказывается незначительным и им можно пренебречь.

Определяем напряжения в элементах сечения в первом приближении

$$\sigma_i^1 = \frac{M_{\text{изг.}}}{I_{x^1}^{\text{пр.}}} \cdot y_i^1 \cdot \varphi_i^1 \cdot \varphi_E.$$

Полученные напряжения  $\sigma_i^1$  сравниваем с  $\sigma_{\text{кр.л-н}}$  и  $\sigma_{\text{кр.стр.}}$  для сжатой панели и с  $\sigma_{\text{в.л-н}}$  и  $\sigma_{\text{в.стр.}}$  - для растянутой панели.

## 6.2. Определение критических напряжений стрингеров

Критическое напряжение стрингера  $\sigma_{кр.стр.}$  вычисляется из условия общей и местной форм потери устойчивости. Для вычисления  $\sigma_{кр.стр.}$  общей формы потери устойчивости используем выражение

$$\sigma_{кр.стр.} = \sigma_v \cdot \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2}, \quad (10)$$

где  $N = \frac{y_v}{y_{кр.э}}$ . Здесь  $\sigma_{кр.э}$  - критическое напряжение, вычисленное по формуле Эйлера:

$$\sigma_{кр.э} = \frac{\pi^2 \cdot E}{\lambda^2}, \quad \lambda = \frac{\nu \cdot a}{i_x}, \quad (11)$$

где  $\mu$  - коэффициент, зависящий от условий опирания концов стрингера;  $a$  - шаг нервюр;  $\lambda$  - гибкость стрингера с присоединенной обшивкой;  $i_x$  - радиус инерции относительно центральной оси сечения.

В формуле (11) под  $i_x$  следует понимать  $i_{min}$ , но в целях упрощения положение главной инерциальной оси считаем совпадающим с осью  $x$ .

В свою очередь

$$i_x = \sqrt{\frac{I_x}{F_{стр.}^{пр.}}},$$

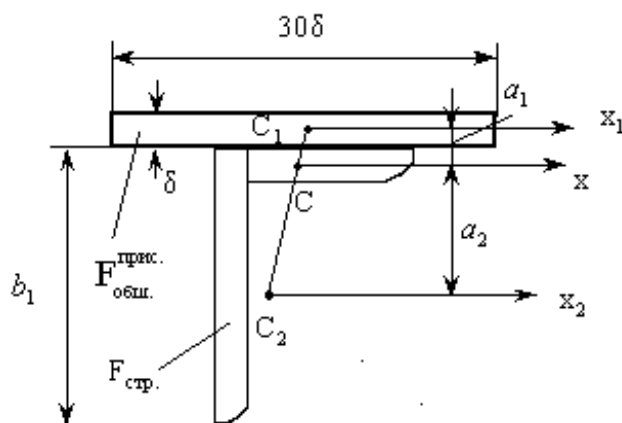


Рис.13

где  $I_x$  - момент инерции стрингера с присоединенной обшивкой относительно оси  $x$  (рис.13);  $F_{стр.}^{пр.}$  - площадь сечения стрингера с присоединенной обшивкой. Ширина присоединенной обшивки берется равной  $30 \delta$  (рис.13).

$$F_{стр.}^{пр.} = F_{стр.} + F_{обш.}^{прис.}$$

При этом

$$I_x = I_{x_1} + F_{обш.}^{прис.} \cdot a_1^2 + I_{x_2} + F_{стр.} \cdot a_2^2,$$

где  $I_{x_1}$  - момент инерции присоединенной обшивки относительно собственной центральной оси  $x_1$  (обычно значения  $I_{x_1}$  - малы);  $I_{x_2}$  - момент инерции стрингера относительно собственной центральной оси  $x_2$ .

Для вычисления  $\sigma_{кр.стр.}$  местной формы потери устойчивости рассмотрим потерю устойчивости свободной полки стрингера как пластины, шарнирно опертой по трем сторонам (рис.14). На рис. 14 обозначено:  $a$  – шаг нервюра;  $b_1$  – высота свободной полки стрингера (рис.13). Для рассматриваемой пластинки  $\sigma_{кр.}$  вычисляется по асимптотической формуле (10), в которой

$$\sigma_{кр.э} = 0,9 \cdot k_{\sigma} \cdot E \left( \frac{\delta_c}{b_1} \right)^2,$$

где  $k_{\sigma}$  – коэффициент, зависящий от условий нагружения и опирания пластины,  $\delta_c$  – толщина свободной полки стрингера.

Для рассматриваемого случая

$$k_{\sigma} = 0,425 + \left( \frac{b_1}{a} \right)^2.$$

Для сравнения с действительными напряжениями, полученными в результате редуцирования, выбирается меньшее напряжение, найденное из расчетов общей и местной потери устойчивости.

В процессе редуцирования необходимо обратить внимание на следующее: если напряжения в сжатой полке лонжерона окажутся больше или равными разрушающим в любом из приближений, то конструкция крыла не способна выдержать расчетную нагрузку и ее надо усилить. Дальнейшие приближения в этом случае делать не следует. Если в каком-либо сжатом стрингере с номером

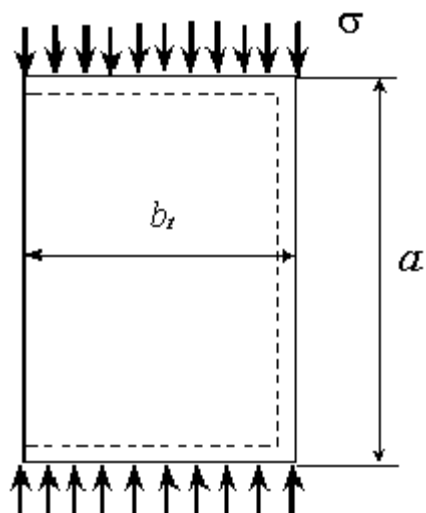


Рис. 14

лена и требует облегчения.

" $k$ " (с присоединенной обшивкой) напряжение  $\sigma_k^i$  окажется меньше  $\sigma_{кр.стр. k}$ , то редуциционный коэффициент для него и в последующем приближении следует оставить прежним  $\phi_k^{i+1} = \phi_k^i$ ; если в каком-либо сжатом стрингере (с присоединенной обшивкой) с номером " $m$ " напряжение  $\sigma_m^i$  окажется больше  $\sigma_{кр.стр. m}$  то в последующем приближении редуциционный коэффициент следует вычислять по формуле

$$\phi_m^{i+1} = \frac{\sigma_{кр.стр. m} \cdot y_{л-на}^i}{\sigma_{л-на}^i \cdot y_m^i};$$

если ни в одном стрингере напряжение  $\sigma_j^i$  не превысит  $\sigma_{кр.стр. j}$ , то конструкция явно перетяжена



В растянутой зоне уточнение редуционных коэффициентов в процессе последовательных приближений ведется так же, но сравнение расчетных напряжений ведется не с  $\sigma_{кр.стр.}$ , а с  $\sigma_B$ .

В результате мы получаем новые уточненные редуционные коэффициенты последующего приближения  $\phi_j^{i+1}$ . Далее рассчитываем следующее приближение в том же порядке и снова уточняем редуционные коэффициенты. Расчет продолжается до тех пор, пока редуционные коэффициенты двух последующих приближений практически совпадут (в пределах 5%).

## 7. Расчет сечения крыла на сдвиг.

Расчет сечения крыла на сдвиг ведется без учета влияния кручения (поперечная сила  $Q_\Sigma$  считается приложенной в центре жесткости сечения, полагая, что на сдвиг работают стенки лонжеронов и обшивка).

### 7.1. Порядок расчета

Для расчета многоконтурного сечения на сдвиг делаются продольные разрезы в панелях таким образом, чтобы контур стал открытым. Для сечения крыла разрезы удобно делать в плоскости хорд в носке крыла и в стенках лонжеронов (рис. 15). В местах разрезов прикладываются неизвестные замыкающие погонные касательные усилия  $q_l, q_n, q_m$ .

Погонные касательные усилия  $q_i$  в обшивке панелей сечения крыла определяются как сумма погонных касательных усилий  $q_{oi}$  в незамкнутом контуре и замыкающих усилий  $q_l, q_n, q_m$ . Усилия  $q_{oi}$  определяются формулой

$$q_{oi} = -\frac{Q_\Sigma \cdot S_{1,i-1}^{отс.}}{I_{x \text{ ред.}}}, \quad (12)$$

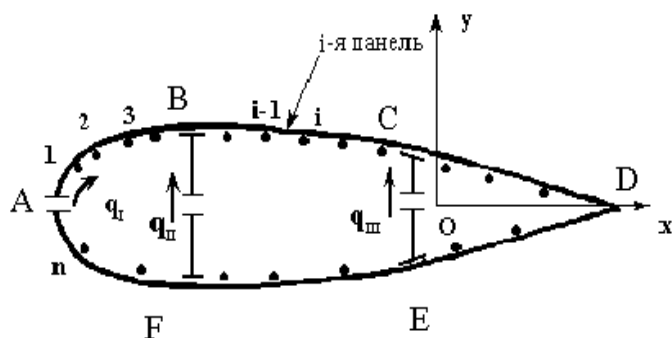


Рис. 14

где  $Q_\Sigma$  - расчетная перерезываю-

щая сила;  $S_{1,i-1}^{отс.} = \sum_{k=1}^{k=i-1} y_k \cdot F_{k \text{ ред.}}^{\text{пр.}}$  -

статический момент площади части сечения, ограниченного 1-м и (i-1) - м ребрами (принятый порядок нумерации ребер очевиден из рис. 14);  $I_{x \text{ ред.}}$  - главный момент инерции всего сечения, причем положение центра тяжести берется

из последнего приближения расчета на изгиб.

В формуле (12) направление поперечной силы  $Q_\Sigma$  считается положительным при его совпадении с положительным направлением оси  $y$ , т.е. вверх. Положительные направления потоков касательных усилий совпадают с направлением обхода начала координат по часовой стрелке.

Для определения замыкающих потоков погонных касательных усилий  $q_I, q_{II}, q_{III}$  составляем канонические уравнения

$$[A] \cdot \{q\} + \{A_o\} = \{0\}$$

Коэффициенты канонических уравнений (элементы матрицы  $[A]$  и вектора  $\{A_o\}$ ) определяются выражениями:

$$a_{11} = \frac{1}{G_o} \cdot \sum_{ABCDEFA} \frac{l_i}{\delta_{i\text{ред.}}}, \quad a_{22} = \frac{1}{G_o} \cdot \sum_{BCDEFB} \frac{l_i}{\delta_{i\text{ред.}}}, \quad a_{33} = \frac{1}{G_o} \cdot \sum_{CDEEC} \frac{l_i}{\delta_{i\text{ред.}}},$$

(здесь суммирование ведется по панелям, где  $q_I, q_{II}, q_{III}$  не равны нулю соответственно),

$$a_{12} = a_{21} = \frac{1}{G_o} \cdot \sum_{BCDEF} \frac{l_i}{\delta_{i\text{ред.}}}, \quad a_{23} = a_{32} = \frac{1}{G_o} \cdot \sum_{CDE} \frac{l_i}{\delta_{i\text{ред.}}},$$

$$a_{13} = a_{31} = \frac{1}{G_o} \cdot \sum_{CDE} \frac{l_i}{\delta_{i\text{ред.}}},$$

(здесь суммирование ведется по панелям, где  $q_I, q_{II}; q_{II}, q_{III}; q_I, q_{III}$  - соответственно не равны нулю),

$$a_{10} = \frac{1}{G_o} \cdot \sum_{ABCDEFA} \frac{l_i \cdot q_{oi}}{\delta_{i\text{ред.}}}, \quad a_{20} = \frac{1}{G_o} \cdot \sum_{BCDEF} \frac{l_i \cdot q_{oi}}{\delta_{i\text{ред.}}}, \quad a_{30} = \frac{1}{G_o} \cdot \sum_{CDE} \frac{l_i \cdot q_{oi}}{\delta_{i\text{ред.}}},$$

(здесь суммирование ведется по панелям, где  $q_I, q_{oi}; q_{II}, q_{oi}; q_{III}, q_{oi}$  - соответственно не равны нулю). Здесь  $l_i$  - длина  $i$ -той панели;  $G_o$  - приведенный модуль сдвига (для обшивки из дюрала  $G_o = 10^5 \text{ кг} \cdot \text{см}^{-2}$ );  $\delta_{i\text{ред.}}$  - редуцированная толщина обшивки  $\delta_{i\text{ред.}} = \delta_i \cdot \Psi$ ;

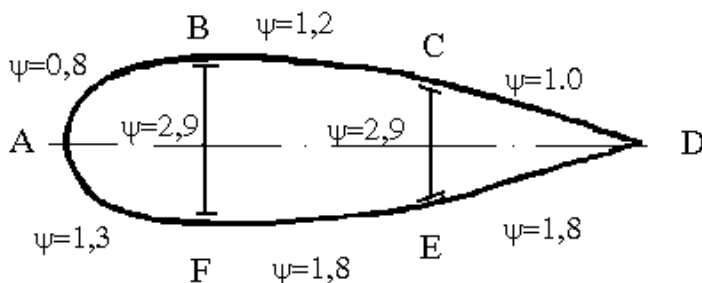


Рис.15

толщина обшивки  $\delta_{i\text{ред.}} = \delta_i \cdot \Psi$ ;  $\Psi$  - редуцированный коэффициент обшивки.

Модуль сдвига обшивки панели крыла не равен модулю сдвига материала обшивки, а зависит еще от ее кривизны, толщины, шага нервюр и стрингеров (размеров подкрепляющей клетки), подкрепляющих профилей, характера нагружения пластины. Значения модуля сдвига бо-

ющих профилей, характера нагружения пластины. Значения модуля сдвига бо-

лее или менее точно определяются опытным путем для данной конструкции. В расчете приходится большей частью пользоваться средними величинами  $G$ , полученными из испытаний аналогичных конструкций. Так как

$$\Psi = \frac{G}{G_o},$$

то при вычислении мы будем пользоваться значениями редуционных коэффициентов, приведенными на рис. 15. Значения коэффициента  $\Psi$  для обшивки из другого материала следует умножить на  $\Phi_E$ .

Определяем погонные сдвиги в панелях как соответствующую сумму погонных касательных усилий в открытом контуре и замыкающих интенсивностей:

$$q_{\Sigma}^{\text{сдв.}} = q_{oi} + q_I + q_{II} + q_{III}$$

По результатам расчета строим схему потоков погонных касательных усилий по контуру сечения.

## 8. Расчет сечения крыла на кручение

### 8.1. Определение положения центра жесткости сечения крыла

Положение центра жесткости определяется по формуле

$$x_{\text{ц.ж.}}^{\text{уточн.}} = \frac{2}{Q_{\Sigma}} \cdot (q_I \cdot F_I + q_{II} \cdot F_{II} + q_{III} \cdot F_{III} + \sum_{i=1}^n q_{oi} \cdot \omega_i),$$

где  $F_I, F_{II}, F_{III}$  - площади контуров ABCDEFA, BCDEFB, CDEC соответственно

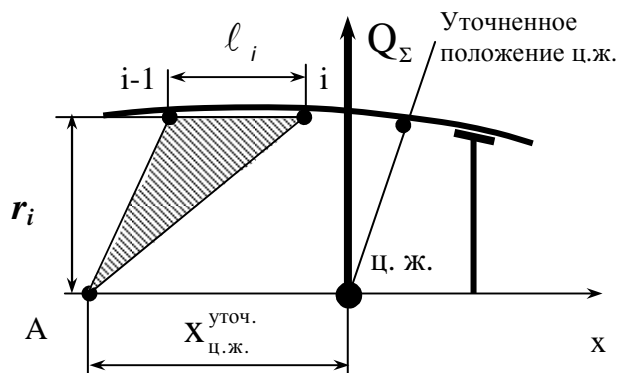


Рис. 16

(рис. 15), которые подсчитываются по чертежу сечения крыла;  $q_I, q_{II}, q_{III}$  - потоки погонных касательных усилий, полученные в результате расчета сечения на сдвиг от силы  $Q_{\Sigma}$ ;  $q_{oi}$  - потоки погонных касательных усилий в открытом контуре сечения крыла от сдвига;  $\omega_i$  - секториальная площадь, соответствующая  $i$  - той панели (рис. 16). Приблизленно значения  $\omega_i$

можно вычислить как площадь треугольника

$$\omega_i \approx \frac{1}{2} \cdot \ell_i \cdot r_i,$$

где  $r_i$  - длина перпендикуляра, опущенного из произвольно выбранного полюса  $A$  (в качестве такого полюса можно взять координату предварительно определенного центра жесткости) на хорду дуги элемента контура сечения  $\ell_i$ .

## 8.2. Определение потока касательных усилий от кручения

При расчете на кручение замыкающие потоки касательных усилий  $q_I^{кр.}, q_{II}^{кр.}, q_{III}^{кр.}$  определяются из системы уравнений

$$[A] \cdot \{q\} = 2 \cdot \xi \{F\}, \quad (13)$$

$$2 \cdot \{F\}^T \cdot \{q\} = M_{кр.уточн.}$$

Здесь компоненты вектора  $\{F\}$  -  $F_I, F_{II}, F_{III}$  - площади контуров ABCDEFA, BCDEFB, CDEC (см. рис. 15);  $\xi$  - относительный угол закручивания сечения;  $M_{кр.уточн.}$  - крутящий момент относительно уточненного положения центра жесткости сечения, определяемый из выражения

$$M_{кр.уточн.} = M_{кр.} \pm Q_{\Sigma} \cdot d$$

Здесь  $d$  - расстояние между приближенным и уточненным положениями центров жесткости сечения крыла.

Значения коэффициентов  $a_{ij}$  канонических уравнений (13) те же, что при расчете на сдвиг. После определения потоков замыкающих касательных усилий  $q_I^{кр.}, q_{II}^{кр.}, q_{III}^{кр.}$  при кручении, суммарные погонные сдвиговые усилия находим подобно расчету на сдвиг, положив  $q_{oi} = 0$ , т.е.

$$q_{i\Sigma}^{кр.} = q_I^{кр.} + q_{II}^{кр.} + q_{III}^{кр.}$$

По результатам расчета строим суммарную эпюру потоков погонных касательных усилий от сдвига и кручения  $q_{i\Sigma}^{сдв+кр}$  по контуру расчетного сечения крыла. При построении суммарной эпюры положительные значения потоков откладываем внутрь контура сечения.

## 9. Проверка обшивки и стенок лонжеронов на прочность и устойчивость

В результате проверочного расчета должно быть дано заключение о прочности выбранного сечения крыла. Для этого обшивка и стенки лонжеронов проверяются на прочность и устойчивость.

Максимальные нормальные напряжения, действующие на соответствующую панель обшивки (или стенки лонжерона) с учетом  $\Phi_E$

$$\sigma_{\text{обш. max}} = \sigma_{i \text{ max}} \cdot \frac{E_{\text{обш.}}}{E_{\text{стр}}},$$

а значения редуцированного коэффициента обшивки находятся по выражению

$$\Phi_{\text{обш.}} = \frac{b_{\text{прис.}}}{b},$$

где  $b_{\text{прис.}} = 30 \cdot \delta$  - для сжатой зоны;  $b_{\text{прис.}} = 0,8 \cdot \ell$  - для растянутой зоны;  $\ell$  - ширина рассматриваемой панели обшивки (шаг стрингеров). Тогда средние нормальные напряжения в панелях обшивки

$$\sigma_{\text{ср. обш.}} = \Phi_{\text{обш.}} \cdot \sigma_{\text{обш. max}}.$$

Касательные напряжения, действующие в обшивке (или стенке лонжерона) от сдвига и кручения, вычисляются как

$$\tau_{i\Sigma} = \frac{q_{i\Sigma}^{\text{сдв} + \text{кр}}}{\delta_i}.$$

Критические касательные напряжения  $\tau_{\text{кр}}$  вычисляются аналогично  $\sigma_{\text{кр}}$  по формуле

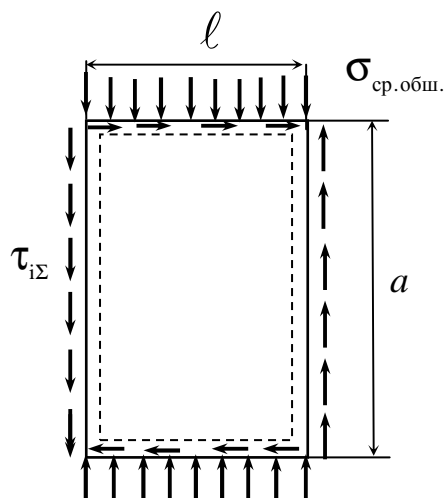


Рис. 17

$$\tau_{\text{кр}} = \tau_{\text{в}} \cdot \frac{1 + \nu^*}{1 + \nu^* + \nu^{*2}},$$

$$\text{где } \tau_{\text{в}} = 0,7 \cdot \sigma_{\text{в}}, \nu^* = \frac{\tau_{\text{в}}}{\tau_{\text{кр.э}}},$$

$$\tau_{\text{кр.э}} = 0,9 \cdot E \cdot k_{\tau} \cdot \left( \frac{\delta_i}{b} \right)^2.$$

Значения коэффициента  $k_{\tau}$  берется из работы [8] для пластины шарнирно опертой по контуру.

Для оценки устойчивости элементов кры-

ла вычисляется коэффициент

$$k_{кр} = \left( \frac{\sigma_{ср.обш.}}{\sigma_{кр}} \right) + \left( \frac{\tau_{i\Sigma}}{\tau_{кр}} \right)^2.$$

Значения коэффициента  $k_{кр}$  позволяют судить о работе обшивки (стенки лонжерона) на устойчивость при одновременном действии сжатия и сдвига (рис. 17). Растянутая панель находится в этом случае в облегченных условиях и в данном случае не рассматривается. Если  $k_{кр} < 1$ , то потери устойчивости не произойдет, при  $k_{кр} > 1$  пластинка потеряет устойчивость. Потеря устойчивости не является критерием потери несущей способности конструкции.

При проверке обшивки на прочность вычисляются значения коэффициента  $k_{пр}$  с использованием четвертой теории прочности:

$$k_{пр} = \frac{\sqrt{\sigma_{\max\text{ обш}}^2 + 3 \cdot \tau_{i\Sigma}^2}}{\sigma_B} \leq 1, \quad (14)$$

где  $\sqrt{\sigma_{\max\text{ обш}}^2 + 3 \cdot \tau_{i\Sigma}^2} = \sigma_{\text{экв.}}^{IV}$ .

Для стенок лонжеронов  $\sigma_{\max} = 0$  (чистый сдвиг) коэффициент  $k_{пр}$  вычисляется по формуле (14) до потери устойчивости и, если стенка потеряла устойчивость, то по выражению

$$k_{пр} = \frac{2 \cdot \tau_{\Sigma}}{\sigma_B} \leq 1.$$

Значения коэффициента  $k_{пр} < 1$  позволяют сделать вывод о том, что условие прочности соблюдается.

## Л и т е р а т у р а

1. Бадягин А.А., Егер С.М. и др. Проектирование самолетов. – М.: Машиностроение, 1972. 516с.
2. Зайцев В.Н. Рудаков В.Л. Конструкция и прочность самолетов. – Киев: Вища школа, 1976. 400с.
3. Шульженко М.Н. Конструкция самолетов. – М.: Машиностроение, 1971.
4. Кравец А.С. Характеристики авиационных профилей. – М.: Оборонгиз, 1939.
5. Макаревский А.И., Корчемкин Н.Н., Француз Т.А., Чижов В.М. Прочность самолета. – М.: Машиностроение, 1975. 280с.

6. Единые нормы летной годности гражданских транспортных самолетов стран – членов СЭВ. – М.: Изд-во ЦАГИ, 1985. 470с.
7. Одинокоев Ю.Г. Расчет самолета на прочность. – М.: Машиностроение, 1973. 392с.
8. Прочность, устойчивость, колебания: Справочник в 3-х т./ Под ред. Биргера И.А., Пановко Я.Г. – М: Машиностроение, 1971.
9. Авиация. Энциклопедия. Под ред. Свищева Г. П. – М: Изд-во большая Российская энциклопедия, 1994. 736с.
- 10.Heinz A.F. Schmidt. Flieger – Jahrbuch. – Berlin: Transpress VEB Verlag für Verkehrswesen, 1968 - 1972. 168S.
- 11.Heinz A.F. Schmidt. Flieger – Jahrbuch. – Berlin: Transpress VEB Verlag für Verkehrswesen, 1973. 168S.
- 12.Heinz A.F. Schmidt. Flieger – Jahrbuch. – Berlin: Transpress VEB Verlag für Verkehrswesen, 1980. 168S.
- 13.Heinz A.F. Schmidt. Flugzeuge aus aller Welt. V. 1 – 4. – Berlin: Transpress VEB Verlag für Verkehrswesen, 1972 - 1973.