

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)

---

Кафедра аэродинамики, конструкции и прочности  
летательных аппаратов

В.В. Ефимов, М.Г. Ефимова, К.О. Чернигин

# КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЧНОСТЬ САМОЛЕТА. КРЫЛО

**Учебное пособие**

*Утверждено редакционно-  
издательским советом МГТУ ГА  
в качестве учебного пособия*

Москва  
ИД Академии Жуковского  
2018

УДК 629.7.021(075.8)  
ББК 052-021.1  
Е91

Печатается по решению редакционно-издательского совета  
Московского государственного технического университета ГА

Рецензенты:

*Ципенко В.Г.* (МГТУ ГА) – д-р техн. наук, проф., зав. каф. АКПЛА;

*Туркин И.К.* (МАИ) – д-р техн. наук, проф., зав. каф. АРС

### **Ефимов В.В.**

Е91 Конструкция и прочность самолета. Крыло [Текст] : учебное пособие / В.В. Ефимов, М.Г. Ефимова, К.О. Чернигин. – М. : ИД Академии Жуковского, 2018. – 76 с., лит.: 13 наим.

ISBN 978-5-907081-05-5

Данное учебное пособие содержит материалы учебно-методического характера, необходимые для освоения знаний и умений по предмету «Конструкция и прочность самолета».

В учебном пособии подробно рассмотрены: назначение крыла и требования к нему, внешние формы крыла и их влияние на его аэродинамические, жесткостные и весовые характеристики, схемы расположения крыла по высоте фюзеляжа, распределение нагрузок по размаху и по хорде крыла, построение эпюр силовых факторов в сечениях крыла, силовые элементы крыла и их работа под нагрузкой и др.

Данное учебное пособие издается в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины «Конструкция и прочность самолета» по Учебному плану для студентов IV курса направления 25.03.01 всех форм обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседании кафедры 16.01.2018 г. и методического совета 07.02.2018 г.

**УДК 629.7.021(075.8)**

**ББК 052-021.1**

Св. тем. план 2018 г.

поз. 6

ЕФИМОВ Вадим Викторович, ЕФИМОВА Марина Григорьевна,  
ЧЕРНИГИН Константин Олегович  
КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЧНОСТЬ САМОЛЕТА. КРЫЛО  
Учебное пособие

*В авторской редакции*

Подписано в печать 08.05.2018 г.

Формат 60x84/16 Печ. л. 4,75 Усл. печ. л. 4,42

Заказ № 292/0403-УП06 Тираж 35 экз.

Московский государственный технический университет ГА  
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20

Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского

125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., д. 6А

Тел.: (495) 973-45-68 E-mail: zakaz@itsbook.ru

**ISBN 978-5-907081-05-5**

© Московский государственный технический  
университет гражданской авиации, 2018

## Содержание

Введение.....	4
1. Общие сведения о крыле самолета.....	5
1.1. Назначение крыла и требования к нему.....	5
1.2. Внешние формы крыла и их влияние на его аэродинамические, жест- костные и весовые характеристики.....	5
1.2.1. Форма крыла в плане.....	6
1.2.2. Форма крыла при виде спереди.....	15
1.2.3. Форма поперечного сечения крыла.....	16
1.3. Схемы расположения крыла по высоте фюзеляжа.....	18
2. Нагрузки, действующие на крыло.....	19
2.1. Распределение нагрузок по размаху крыла.....	21
2.2. Распределение нагрузок по хорде крыла.....	22
2.3. Эпюры поперечной силы и изгибающего момента крыла.....	24
2.4. Эпюра крутящего момента крыла.....	26
3. Конструкция и расчет на прочность силовых элементов крыла.....	29
3.1. Силовые элементы крыла и их работа под нагрузкой.....	30
3.2. Приближенный метод расчета крыла на прочность.....	38
3.3. Варианты конструктивного исполнения силовых элементов крыла.....	54
3.4. Конструктивно-силовые схемы крыльев.....	65
3.5. Стыковые соединения частей крыла.....	66
3.6. Конструктивная компенсация вырезов в конструкции крыла.....	70
3.7. Особенности конструкции стреловидных крыльев.....	71
Вопросы для самопроверки.....	75
Литература.....	76

## **Введение**

Настоящее учебное пособие издается в соответствии с учебным планом подготовки бакалавров по направлению 25.03.01 – «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей». Оно является продолжением учебного пособия авторов Ефимова В.В. и Чернигина К.О. «Конструкция и прочность самолета: учебное пособие. Часть I.». В нем изложен материал, касающийся конструкции силовой и вспомогательной частей крыла, а также расчета нагрузок, действующих на крыло и его элементы, приближенного расчета на прочность этих элементов.

Целью настоящего учебного пособия является предоставление студентам сведений о составе силовых элементов крыла, их назначении, работе под нагрузкой, о вариантах их конструктивного исполнения, что является необходимым условием безопасной и эффективной эксплуатации современной и перспективной авиационной техники.

## 1. Общие сведения о крыле самолета

### 1.1. Назначение крыла и требования к нему

Крыло – это часть планера самолета, основное назначение которой – создание аэродинамической подъемной силы и обеспечение продольной и поперечной устойчивости и управляемости самолета. Кроме того, крыло может использоваться для размещения топлива, крепления двигателей, шасси и других агрегатов.

Крыло, как правило, имеет подвижные части, которые можно разделить на органы управления (элероны, элевоны, интерцепторы) и механизацию (закрылки, предкрылки, гасители подъемной силы или спойлеры, тормозные щитки и др.). Подвижные части крыла будут рассмотрены в последующих частях пособия по дисциплине «Конструкция и прочность самолета».

На долю крыла приходится значительная часть массы самолета и лобового сопротивления. По статистике [11] относительная масса конструкции крыла

$$\bar{m}_{\text{кр}} = \frac{m_{\text{кр}}}{m_0} = 0,08 \div 0,12.$$

Крыло, как и любая другая часть самолета, должно обладать свойствами прочности, жесткости, надежности, производственной и эксплуатационной технологичности. Желательно, также, чтобы оно обладало живучестью. При этом, однако, существуют и специфические требования к крылу, которые направлены на обеспечение наилучшего выполнения им своего назначения. К таким требованиям относятся [7]:

- обеспечение как можно большего значения аэродинамического качества  $K$ ;
- обеспечение как можно большего приращения коэффициента подъемной силы  $\Delta c_{\text{узмех}}$  на этапах взлета и посадки за счет использования механизации;
- обеспечение как можно меньшего изменения аэродинамических характеристик и характеристик устойчивости и управляемости самолета при переходе от дозвукового к сверхзвуковому режиму обтекания;
- обеспечение как можно больших внутренних объемов для размещения топлива и различных агрегатов, включая элементы шасси, проводку управления и др.

### 1.2. Внешние формы крыла и их влияние на его аэродинамические, жесткостные и весовые характеристики

Из дисциплины «Аэродинамика» известно, что внешние формы крыла характеризуются его видом в плане, формой профиля и видом спереди [1, 2]. Рассмотрим влияние внешних форм крыла на его аэродинамические, жесткостные и весовые характеристики [7].

### 1.2.1. Форма крыла в плане

Форма крыла в плане характеризуется следующими параметрами (рис. 1.1):

- размах  $l$ ;
- центральная (корневая) хорда  $b_0$ ;
- концевая хорда  $b_k$ ;
- площадь крыла  $S_{кр}$ ;
- средняя геометрическая хорда  $b_{сгх} = \frac{S_{кр}}{l}$ ;
- угол стреловидности крыла  $\chi$  (угол стреловидности по линии 1/4 хорд);
- угол стреловидности передней кромки  $\chi_{пк}$ ;
- угол стреловидности задней кромки  $\chi_{зк}$ ;
- удлинение  $\lambda = \frac{l^2}{S_{кр}}$ ;
- сужение  $\eta = \frac{b_0}{b_k}$ .

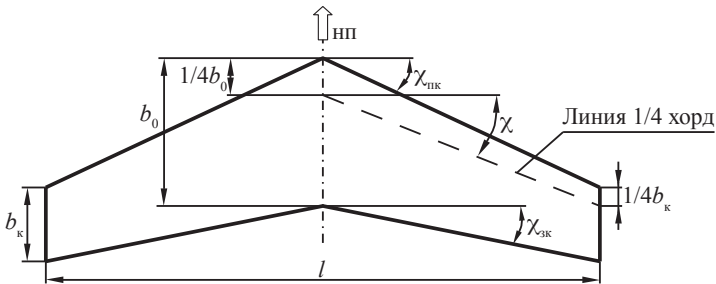


Рис. 1.1. Геометрические параметры крыла при виде в плане

По форме в плане крылья можно разделить на:

- прямоугольные;
- трапециевидные;
- сложной формы;
- изменяемой формы.

Прямоугольные крылья имеют соответственно в плане форму прямоугольника (рис. 1.2). У трапециевидных крыльев полукрыло имеет форму трапеции. Среди них выделяют треугольные крылья, которые так называются из-за малой концевой хорды, хотя на самом деле они имеют форму трапеции. Крылья сложной формы могут состоять из нескольких трапеций, треугольников и т.п. Они могут иметь и более сложные формы, например, эллиптическую или оживальную. Бывают также крылья изменяемой в полете формы в плане. Их обыч-

но называют крыльями изменяемой геометрии или изменяемой стреловидности, т.к. изменяется в основном именно стреловидность. По стреловидности крылья делят на прямые (нестреловидные  $\chi=0$ ) и стреловидные (прямой  $\chi>0$  и обратной  $\chi<0$  стреловидности).

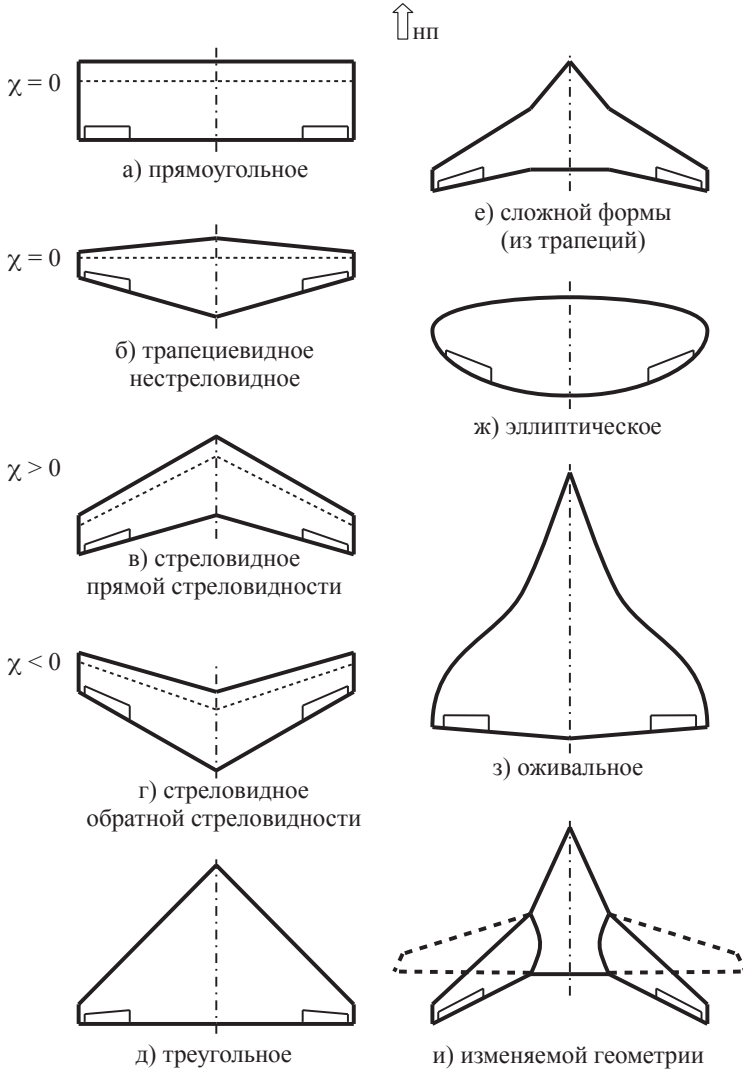


Рис. 1.2. Формы крыльев при виде в плане

Рассмотрим влияние основных геометрических параметров, описывающих форму крыла в плане, на его аэродинамические, жесткостные и весовые характеристики.

### Влияние угла стреловидности

Основной целью применения стреловидности является повышение критического числа Маха  $M_{кр}$ , при котором резко увеличивается лобовое сопротивление самолета из-за возникновения волнового сопротивления (рис. 1.3).

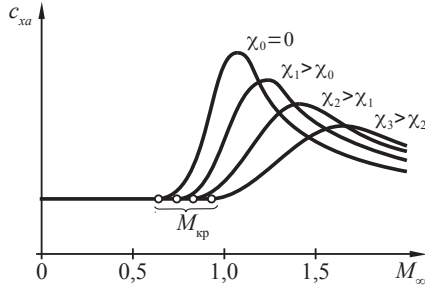


Рис. 1.3. Влияние угла стреловидности на критическое число Маха

В остальном стреловидность оказывает, как правило, негативное воздействие на характеристики крыла и самолета в целом. Так, стреловидность уменьшает несущие свойства крыла, т.е. уменьшает частную производную коэффициента подъемной силы по углу атаки  $c_{ya}^\alpha$ , которая численно равна тангенсу угла наклона линейного участка кривой  $c_{ya} = f(\alpha)$  (рис. 1.4).

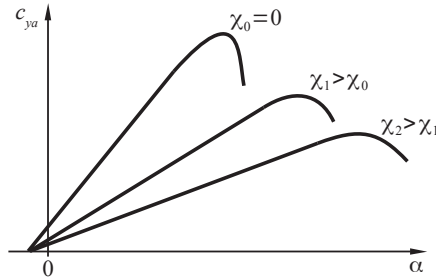


Рис. 1.4. Влияние угла стреловидности на несущие свойства крыла

Стреловидное крыло характеризуется также неравномерностью распределения несущих свойств и аэродинамической нагрузки по размаху (рис. 1.5). Для описания изменения аэродинамической нагрузки по размаху обычно используют понятие относительной циркуляции:



$$\bar{\Gamma} = \frac{c_{ya\text{сеч}} b_{\text{сеч}}}{c_{ya} b_{\text{ГЛХ}}}, \quad (1.1)$$

где  $c_{ya}$  – коэффициент подъемной силы крыла в целом;  
 $c_{ya\text{сеч}}$  – коэффициент подъемной силы текущего сечения крыла;  
 $b_{\text{сеч}}$  – хорда крыла в текущем сечении.

Отношение  $\frac{c_{ya\text{сеч}}}{c_{ya}}$  определяет распределение несущих свойств по размаху крыла.

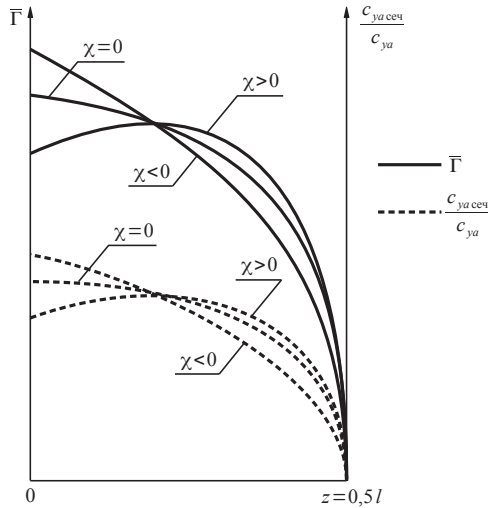


Рис. 1.5. Влияние угла стреловидности на распределение несущих свойств и аэродинамической нагрузки по полуразмаху крыла без сужения ( $\eta=1$ )

Из рис. 1.5 видно, что крылья прямой стреловидности имеют повышенные значения коэффициента  $c_{ya\text{сеч}}$  в концевых сечениях. Кроме того, на верхней поверхности крыла наблюдается стекание пограничного слоя к концам крыла, приводящее к его набуханию (относительному увеличению толщины) в концевых сечениях крыла, уменьшая его устойчивость к отрыву. Все это способствует преждевременному отрыву потока в концевых сечениях крыла на больших углах атаки, что ухудшает поперечную управляемость самолета, т.к. именно в концевых сечениях крыла чаще всего располагаются органы поперечного управления самолетом – элероны. Кроме того, концевые срывы ухудшают продольную устойчивость самолета, т.к. при этом фокус самолета по углу атаки смещается вперед.

Из дисциплины «Динамика полета» известно, что стреловидность оказывает влияние на поперечную устойчивость самолета [4]. Прямая стреловид-

ность увеличивает поперечную устойчивость, что, как правило, отрицательно сказывается на боковой устойчивости, поскольку высокая поперечная устойчивость при невысокой путевой устойчивости приводит к короткопериодическим колебаниям типа «голландский шаг». Кроме того, высокая поперечная устойчивость ухудшает маневренные характеристики самолета (чем выше устойчивость, тем хуже управляемость).

Стреловидность также отрицательно сказывается на эффективности подвижных частей крыла.

Прямая стреловидность затрудняет центровку самолета, т.к. стреловидное крыло сдвигает центр масс самолета назад, уменьшая запас продольной статической устойчивости.

Увеличение стреловидности крыла при прочих равных условиях (те же площадь и размах) приводит к росту длины консолей. Это уменьшает жесткость крыла на изгиб и кручение, приводит к увеличению изгибающего момента, действующего на консоль крыла, что требует увеличения площадей поперечных сечений силовых элементов крыла, а значит, ведет к увеличению массы его конструкции.

### Влияние сужения

Увеличение сужения  $\eta$  при прочих равных условиях, как и при увеличении прямой стреловидности приводит к росту неравномерности распределения несущих свойств и аэродинамической нагрузки по размаху крыла (рис. 1.6).

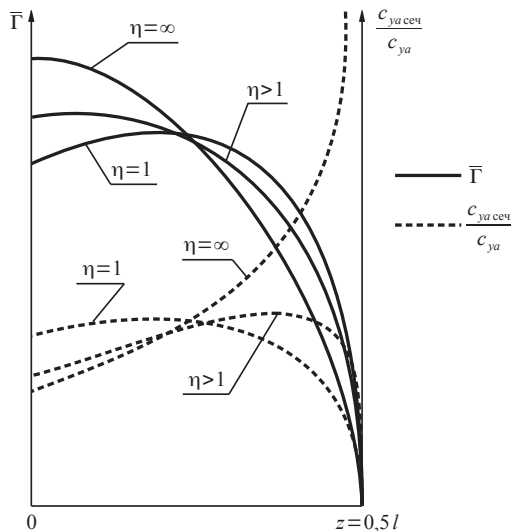


Рис. 1.6. Влияние сужения на распределение несущих свойств и аэродинамической нагрузки по полуразмаху крыла прямой стреловидности

Это также чревато появлением концевых срывов на больших углах атаки, что приводит к ухудшению характеристик устойчивости и управляемости. Кроме того, элероны на крыле, имеющем сужение, обслуживают меньшую площадь крыла, чем на крыле, не имеющем сужения. Это приводит к снижению эффективности элеронов. В то же время, при увеличении сужения растет площадь крыла, обслуживаемая механизацией, что повышает ее эффективность.

С ростом сужения уменьшается величина изгибающего момента, действующего на консоль крыла. При этом также растет центральная (корневая) хорда и строительная высота в данном сечении крыла, что приводит к увеличению его жесткости, а это позволяет сделать конструкцию более легкой. Кроме того, увеличивается внутренний полезный объем крыла у бортов фюзеляжа.

### Влияние удлинения

Увеличение удлинения  $\lambda$  при прочих равных условиях повышает несущие свойства крыла, т.е. увеличивает частную производную коэффициента подъемной силы по углу атаки  $c_{ya}^\alpha$  (рис. 1.7).

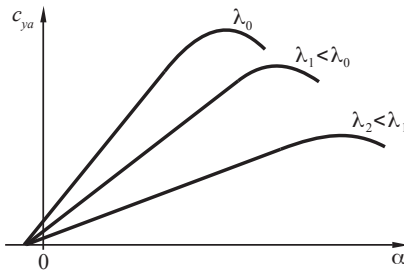


Рис. 1.7. Влияние удлинения на несущие свойства крыла

С ростом удлинения уменьшается индуктивное сопротивление крыла, что приводит к росту аэродинамического качества.

Однако при увеличении удлинения растет величина изгибающего момента, действующего на консоль крыла, уменьшается его жесткость на изгиб и кручение, что приводит к необходимости увеличения площадей поперечных сечений силовых элементов крыла, и, как следствие, ведет к увеличению массы его конструкции.

Кроме того, при увеличении удлинения растут массовые моменты инерции самолета вокруг продольной и нормальной осей связанной системы координат самолета, что приводит к снижению его маневренных свойств.

### Анализ форм крыла в плане

Прямоугольные крылья обладают высокими несущими способностями. При этом прямоугольные крылья по сравнению с другими имеют бо-

лее простую технологию изготовления. Так, например, поперечные элементы каркаса крыла – нервюры – могут иметь одинаковую форму и конструкцию, а продольные элементы – лонжероны – имеют одинаковую строительную высоту по всему размаху.

Отрыв потока на больших углах атаки на прямоугольных крыльях начинается в корневых частях крыла, что меньше, чем в случае со стреловидным крылом, сказывается на устойчивости и управляемости. Такие крылья позволяют получить высокие взлетно-посадочные и маневренные характеристики, а при достаточно большом удлинении – высокое аэродинамическое качество и соответственно большую дальность полета.

При небольшом удлинении прямые крылья обладают высоким индуктивным сопротивлением. Для уменьшения индуктивного сопротивления на прямоугольных крыльях используют законцовки, уменьшающие интенсивность концевых вихрей, разбивая его на систему вихрей или затрудняя перетекание воздуха с нижней поверхности крыла на верхнюю.

Основным недостатком прямоугольных крыльев является невысокое значение  $M_{кр}$ . Поэтому прямоугольные крылья применяются на самолетах с небольшой дозвуковой скоростью полета.

Трапециевидные нестреловидные крылья тоже обладают высокими несущими способностями и невысоким значением  $M_{кр}$ , но имеют большую жесткость, а значит, меньшую массу, чем прямоугольные крылья. Этот эффект тем больше, чем больше сужение. Но при большом сужении элероны имеют малую эффективность. Из-за сужения консоль крыла представляет собой конус, что усложняет технологию изготовления.

Крылья прямой стреловидности, как следует из вышеизложенного, обладают более высоким значением  $M_{кр}$ , чем прямые (прямоугольные, трапециевидные нестреловидные, а также эллиптические) крылья.

Однако, как было замечено выше, для крыльев прямой стреловидности характерно появление концевых срывов на больших углах атаки, которые приводят к ухудшению характеристик продольной устойчивости и поперечной управляемости. Для затягивания отрыва потока в концевых частях крыла имеется ряд конструктивных мероприятий: установка турбулизаторов (турбулентный пограничный слой более устойчив к отрыву), аэродинамических гребней (механически препятствуют стеканию пограничного слоя к концам крыла), аэродинамическая крутка (использование в концевых сечениях более несущих профилей, т.е. профилей с повышенным значением  $c_{ya \max}$  по сравнению с бортовыми сечениями), геометрическая крутка (постепенное уменьшение угла установки профилей относительно оси фюзеляжа от бортовых к концевым сечениям крыла (рис. 1.8)) и др.

Крылья прямой стреловидности обладают и другими недостатками, которые были перечислены выше при рассмотрении влияния угла стреловидности крыла на его аэродинамические, жесткостные и весовые характеристики.



$\varphi$  – угол геометрической крутки крыла

Рис. 1.8. Геометрическая крутка крыла

Некоторых из этих недостатков лишены крылья обратной стреловидности. На таких крыльях пограничный слой стекает к корневым частям, повышенные значения коэффициента  $c_{\text{за сеч}}$  имеют также корневые части, поэтому отрыв потока начинается именно там, что не имеет таких отрицательных последствий в части устойчивости и управляемости, как в случае прямой стреловидности.

Применение обратной стреловидности уменьшает поперечную устойчивость самолета, что улучшает его боковую устойчивость.

Крыло обратной стреловидности облегчает центровку самолета, сдвигая центр масс самолета вперед.

Однако до настоящего времени крылья обратной стреловидности не получили широкого распространения, что объясняется, прежде всего, их склонностью к закручиванию относительно оси жесткости на увеличение углов атаки сечений при изгибе крыла. Увеличение углов атаки приводит к еще большему изгибу и закручиванию вплоть до разрушения крыла. Это явление называется дивергенцией. Оно будет подробно рассмотрено в последующих частях пособия по дисциплине «Конструкция и прочность самолета». Для борьбы с этим явлением необходимо повышать жесткость крыла на кручение. Вследствие этого при прочих равных условиях масса крыла обратной стреловидности больше массы крыла прямой стреловидности. Решение данной проблемы видится в применении в конструкции крыла композиционных материалов со специальной укладкой волокон, обеспечивающей отсутствие закручивания крыла на увеличение угла атаки при его изгибе.

Треугольные крылья имеют ряд преимуществ по сравнению с крыльями прямой стреловидности, а именно:

- высокое значение  $M_{\text{кр}}$  за счет большой стреловидности;
- меньшая масса конструкции за счет небольшого удлинения и сильного сужения, что уменьшает изгибающий и крутящий моменты, действующие на крыло;
- большая длина центральной хорды и вследствие этого большая строительная высота бортового сечения крыла (у борта фюзеляжа), что увеличивает жесткость крыла и, следовательно, снижает его массу, кроме того, это обеспечивает большие внутренние объемы крыла у бортов фюзеляжа.

К недостаткам треугольных крыльев можно отнести:

– низкую несущую способность из-за большой стреловидности, что требует относительной большей площади крыла, не позволяет получить высокое качество;

– малую эффективность механизации крыла из-за большой стреловидности и малого размаха задней кромки крыла.

Треугольные крылья применяются в основном на сверхзвуковых самолетах.

Крылья сложной формы, состоящие, например, из нескольких трапеций, применяют для обеспечения мест крепления основных опор шасси и организации необходимых объемов в корне крыла для их размещения в убранном положении, а также для размещения других агрегатов и увеличения объемов топливных баков. У сверхзвуковых самолетов часть крыла, прилегающая к фюзеляжу («наплыв»), имеет повышенную стреловидность, что обеспечивает меньший сдвиг центра давления и фокуса назад при переходе к сверхзвуковому режиму полета. На больших углах атаки «наплыв» генерирует вихрь, который позволяет обеспечить безотрывное обтекание крыла.

*Эллиптическое крыло* имеет минимальное индуктивное сопротивление, что обеспечивает высокое аэродинамическое качество, но трудоемко в изготовлении из-за сложной формы, т.е. имеет низкую производственную технологичность.

*Оживальное крыло* является развитием треугольного крыла и трапециевидного крыла с «наплывом», соответственно, обладая присущими им достоинствами и недостатками. Его передняя кромка особой формы создает систему вихрей сравнительно малой интенсивности по всему размаху, что позволяет обеспечить безотрывное обтекание крыла на больших углах атаки и отказаться от механизации передней кромки. Существенным недостатком такого крыла, как и в случае с эллиптическим крылом, является его низкая производственная технологичность.

Применение крыльев изменяемой формы в плане призвано объединить достоинства прямых и стреловидных крыльев. Под изменением формы в основном подразумевается изменение стреловидности, хотя при этом меняются и другие геометрические параметры. На режимах взлета и посадки такое крыло устанавливается под малым углом стреловидности, что позволяет снизить потребную скорость полета, уменьшить взлетную и посадочную дистанцию. При полете на больших скоростях оно устанавливается под большим углом стреловидности, что обеспечивает высокое значение  $M_{кр}$ . Основным недостатком такого крыла являются дополнительные затраты массы на обеспечение изменения стреловидности.

### 1.2.2. Форма крыла при виде спереди

Форма крыла при виде спереди характеризуется углом поперечного «V» крыла – углом  $\psi$  между плоскостью хорд полукрыла (при отсутствии или без учета геометрической крутки) и базовой плоскостью крыла, которая перпендикулярна базовой плоскости самолета и проходит через центральную хорду (рис. 3.9). Базовой плоскостью самолета называется плоскость, относительно которой большинство элементов самолета расположено симметрично.

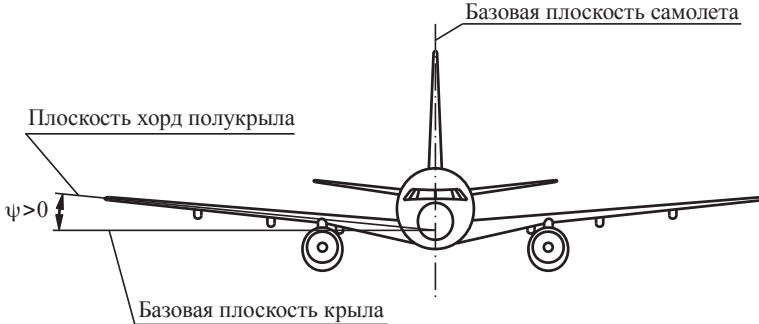


Рис. 1.9. Угол поперечного «V» крыла

Иногда угол поперечного «V» крыла определяют как угол между линией четвертей хорд полукрыла при виде спереди и базовой плоскостью крыла.

Угол  $\psi$  называется углом поперечного «V», потому что у многих самолетов половины крыла располагаются выше его базовой плоскости (рис. 1.9), в этом случае крыло при виде спереди напоминает латинскую букву «V».

Если плоскость хорд полукрыла располагается выше базовой плоскости крыла (как на рис. 1.9), то  $\psi > 0$ , если ниже, то  $\psi < 0$ , если совпадает, то  $\psi = 0$ .

Из дисциплины «Динамика полета» известно, что положительное поперечное «V» увеличивает поперечную устойчивость самолета, а отрицательное – уменьшает [4]. В связи с этим у самолетов с крылом прямой стреловидности стараются делать отрицательное поперечное «V» крыла, чтобы компенсировать чрезмерную поперечную устойчивость. Однако это не всегда удастся сделать из-за компоновочных ограничений, например, когда двигатели располагаются на пилонах под крылом при схеме низкоплан (при низком расположении крыла по высоте фюзеляжа). В таких случаях в систему управления самолета включаются автоматические устройства, улучшающие характеристики боковой устойчивости – демпферы короткопериодических колебаний, устраняющие колебания за счет отклонения рулей. У самолетов со стреловидным крылом, имеющих схему высокоплана, практически всегда поперечное «V» отрицательно.

### 1.2.3. Форма поперечного сечения крыла

Поперечное сечение крыла образуется при рассечении его плоскостью, параллельной базовой плоскости самолета. Форма поперечного сечения крыла – профиль крыла – определяется очертаниями верхнего и нижнего сводов крыла, которые задаются с помощью таблиц или аналитическими зависимостями:  $y_{\text{в}} = y_{\text{в}}(x)$  – для верхнего свода;  $y_{\text{н}} = y_{\text{н}}(x)$  – для нижнего свода (рис. 1.10).

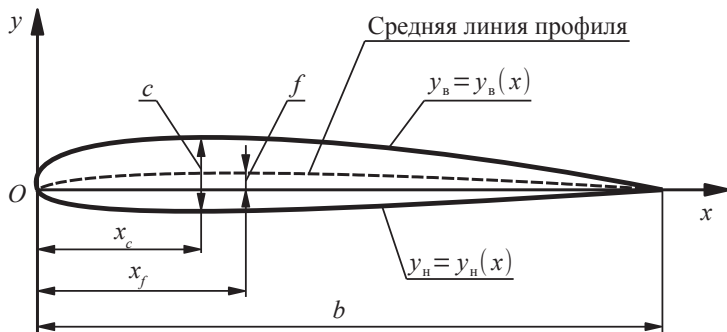


Рис. 1.10. Геометрические параметры профиля

Кроме того, для описания формы профиля используются следующие безразмерные параметры:

$$\text{– относительная толщина } \bar{c} = \frac{(y_{\text{в}} - y_{\text{н}})_{\text{max}}}{b} \cdot 100\%; \quad (1.2)$$

$$\text{– относительная координата сечения, в котором профиль имеет максимальную толщину } \bar{x}_c = \frac{x_c}{b} \cdot 100\%; \quad (1.3)$$

$$\text{– относительная вогнутость (или кривизна) } \bar{f} = \frac{(y_{\text{в}} + y_{\text{н}})_{\text{max}}}{2b} \cdot 100\%; \quad (1.4)$$

$$\text{– относительная координата сечения, в котором вогнутость максимальна } \bar{x}_f = \frac{x_f}{b} \cdot 100\%. \quad (1.5)$$

Относительная толщина профиля  $\bar{c}$  влияет как на несущие свойства профиля, так и на коэффициент силы лобового сопротивления  $c_{xa}$ . При увеличении  $\bar{c}$  растет  $c_{ya}^{\alpha}$ , т.е. несущие свойства профиля повышаются, но при этом растет и  $c_{xa}$  (рис. 1.11).

Из рис. 1.11 видно также, что при увеличении  $\bar{c}$  уменьшается критическое число Маха  $M_{\text{кр}}$ .

С компоновочной точки зрения увеличение  $\bar{c}$  выгодно, т.к. это увеличивает внутренние полезные объемы крыла. Это выгодно также с точки зрения повышения жесткости и соответствующего снижения массы конструкции, т.к. уве-



личение относительной толщины профиля повышает строительную высоту крыла как балки, работающей на изгиб, а также площадь замкнутого контура крыла, воспринимающего крутящий момент.

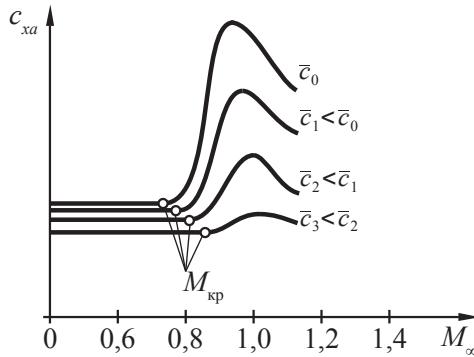


Рис. 1.11. Влияние относительной толщины профиля на коэффициент силы лобового сопротивления

Увеличение относительной координаты сечения, в котором профиль имеет максимальную толщину  $\bar{x}_c$ , приводит к уменьшению максимального значения коэффициента подъемной силы  $c_{ya\max}$  и росту критического числа Маха  $M_{кр}$ .

Увеличение относительной вогнутости профиля  $\bar{f}$  приводит к росту максимального значения коэффициента подъемной силы  $c_{ya\max}$ . При этом, однако, увеличивается минимальное значение коэффициента лобового сопротивления  $c_{xa\min}$  и уменьшается критическое число Маха  $M_{кр}$ . Кроме того, с увеличением  $\bar{f}$  растет по модулю коэффициент аэродинамического момента тангажа крыла  $m_{z_0}$  относительно оси, проходящей через его переднюю кромку.

Увеличение относительной координаты сечения, в котором вогнутость максимальна  $\bar{x}_f$ , ведет к росту критического числа Маха  $M_{кр}$ .

На современных самолетах в основном используются крылья с профилями, представленными на рис. 1.12.

Плосковыпуклый профиль прост в изготовлении. Он имеет большое значение  $c_{ya\max}$ . Данный профиль применяется чаще всего на планерах и малоскоростных дозвуковых самолетах.

Двояковыпуклый несимметричный профиль широко применяется на самолетах различного назначения. Он имеет высокое значение  $c_{ya\max}$  при сравнительно низком  $c_{xa}$ , т.е. позволяет получить высокое аэродинамическое качество  $K$ .

Двояковыпуклый симметричный профиль применяется для крыльев сверхзвуковых самолетов и для оперения.

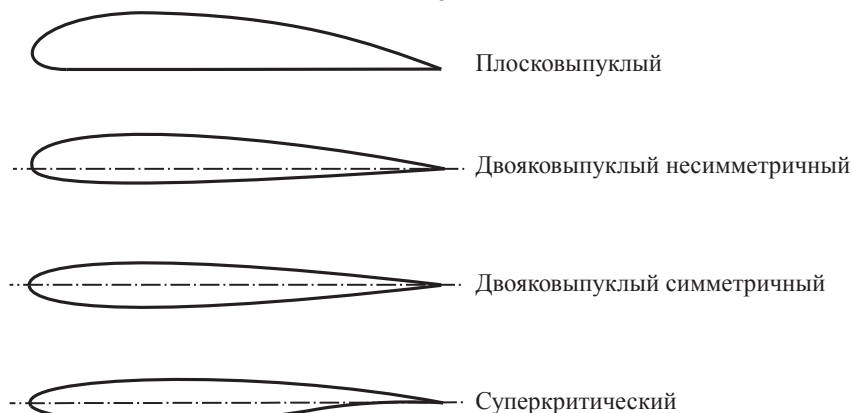


Рис. 1.12. Наиболее распространенные виды профилей крыльев современных самолетов

Суперкритический профиль позволяет повысить значение критического числа Маха  $M_{кр}$ . Его главная особенность – слабо изогнутый, почти плоский верхний свод. Это позволяет уменьшить местную скорость потока в сечениях с максимальной толщиной, что и приводит к повышению  $M_{кр}$ .

### 1.3. Схемы расположения крыла по высоте фюзеляжа

С точки зрения расположения крыла по высоте фюзеляжа выделяют низкоплан, среднеплан и высокоплан (рис. 1.13).



Рис. 1.13. Схемы расположения крыла по высоте фюзеляжа

Из дисциплины «Аэродинамика» известно, что значительную долю аэродинамического сопротивления интерференции, обусловленной взаимным влиянием частей самолета друг на друга, составляет интерференция между крылом и фюзеляжем.

Наименьшим сопротивлением с учетом интерференции обладает среднеплан. Однако с компоновочной точки зрения среднеплан не всегда может быть выгоден для транспортных самолетов, поскольку в этом случае центроплан будет мешать пассажирскому (или грузовому) отсеку в фюзеляже.

Высокоплан также обладает невысоким сопротивлением с учетом интерференции, но имеет следующие конструктивно-компоновочные недостатки:

- шасси не удастся разместить на крыле или оно получается тяжелым из-за длинных стоек. В этом случае шасси можно разместить на фюзеляже, но для обеспечения достаточной колеи приходится крепить его на дополнительных кронштейнах, что увеличивает массу конструкции фюзеляжа;

- при аварийной посадке с убраннным шасси крыло стремится раздавить фюзеляж. Это особенно опасно, если в фюзеляже размещена пассажирская кабина. Для компенсации этого недостатка приходится усиливать конструкцию фюзеляжа, утяжеляя ее;

- при аварийной посадке на воду фюзеляж уходит под поверхность воды, затрудняя тем самым аварийную эвакуацию пассажиров и экипажа;

- затруднен доступ к двигателям при техническом обслуживании.

Однако высокоплан обладает и положительными свойствами:

- малая высота от низа фюзеляжа до поверхности ВПП, что обеспечивает возможность легкой и быстрой погрузки и выгрузки перевозимого груза, т.е. обеспечивает в этой части высокую эксплуатационную технологичность. Это объясняет широкое распространение данной схемы в конструкции грузовых самолетов;

- при расположении двигателей на крыле вероятность попадания посторонних предметов в двигатели с поверхности аэродрома относительно невелика.

Наибольшим сопротивлением с учетом интерференции обладает низкоплан. Но несмотря на это данная схема получила наибольшее распространение в конструкциях магистральных пассажирских самолетов. К достоинствам этой схемы можно отнести более высокую безопасность при аварийной посадке с убраннным шасси, в том числе на воду. А также возможность обеспечения необходимой колеи шасси с размещением основных опор на крыле. При этом стойки получаются достаточно короткими и соответственно легкими. В случае размещения двигателей на пилонах под крылом обеспечивается относительно низкая трудоемкость их обслуживания, но при этом приходится делать большое положительное поперечное «V» крыла, что ухудшает характеристики боковой устойчивости и требует введения автоматики в управление по рысканию и крену. Кроме того, повышается вероятность попадания посторонних предметов во входные устройства двигателей.

## 2. Нагрузки, действующие на крыло

При расчете нагрузок, действующих на крыло, рассматриваются поверхностные и массовые силы [9].

К поверхностным силам относятся:

– распределенные аэродинамические нагрузки, приложенные непосредственно к обшивке крыла;

– не зависящие от массы сосредоточенные нагрузки, действующие на агрегаты, прикрепленные к крылу (тяга двигателей, реактивные моменты воздушных винтов, нагрузки на шасси в виде реакции опор при нахождении самолета на земле и т.п.), а также реакции опор крыла на фюзеляже.

К массовым силам относятся:

– распределенные веса конструкции крыла и топлива, расположенного в крыле;

– сосредоточенные веса агрегатов, прикрепленных к крылу (вес двигателей, шасси и др.).

Из дисциплины «Аэродинамика» известно, что равнодействующую аэродинамических сил  $\vec{R}_A$ , действующих на крыло, можно разложить на составляющие по осям связанной системы координат (рис. 2.1).

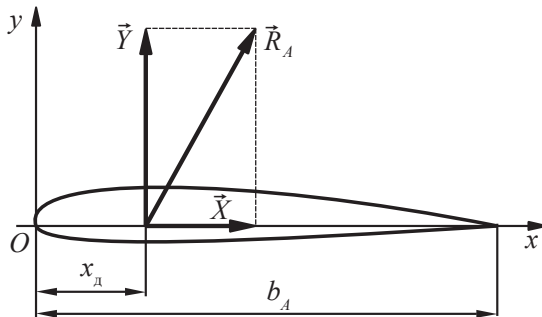


Рис. 2.1. Равнодействующая аэродинамических сил и ее проекции на оси связанной системы координат

В результате получим продольную  $\vec{X}$  и нормальную  $\vec{Y}$  аэродинамические силы.

Внутренние силовые факторы, возникающие от действия продольной аэродинамической силы  $\vec{X}$ , как правило незначительны, поэтому при расчете на прочность сечений крыла они обычно не учитываются, но принимаются во внимание при расчете стыковых соединений крыла. В связи с этим рассмотрим нагружение крыла, вызванное только нормальной аэродинамической силой  $\vec{Y}$ .

Расчетная нормальная аэродинамическая сила, действующая на крыло, определяется по формуле:

$$Y^p = Y^a \cdot f = m g n^3 f, \quad (2.1)$$

где  $Y^p$  – эксплуатационная нормальная аэродинамическая сила;

$m$  – масса самолета.

Расчетный вес конструкции крыла:

$$G_{\text{к}}^{\text{р}} = m_{\text{к}} g n^3 f. \quad (2.2)$$

Расчетный вес топлива:

$$G_{\text{т}}^{\text{р}} = m_{\text{т}} g n^3 f. \quad (2.3)$$

Расчетный вес двигателя:

$$G_{\text{дв}}^{\text{р}} = m_{\text{дв}} g n^3 f. \quad (2.4)$$

Расчетный вес опоры шасси:

$$G_{\text{ш}}^{\text{р}} = m_{\text{ш}} g n^3 f. \quad (2.5)$$

Веса двигателей и опор шасси являются сосредоточенными нагрузками, которые приложены в центрах масс этих агрегатов.

Нормальная аэродинамическая сила и веса конструкции крыла и топлива – распределенные нагрузки. Значит, полученные по формулам (2.1) – (2.3) силы, нужно определенным образом распределить по поверхности крыла.

## 2.1. Распределение нагрузок по размаху крыла

Эксплуатационная величина нормальной аэродинамической силы определяется по известной из дисциплины «Аэродинамика» формуле

$$Y^3 = c_y q S_{\text{кр}}, \quad (2.6)$$

где  $c_y$  – коэффициент нормальной аэродинамической силы крыла;

$q = \frac{\rho V^2}{2}$  – скоростной напор.

Погонную аэродинамическую нагрузку на единицу размаха крыла можно записать в виде:

$$q_{\text{аэр}}^3 = c_{y \text{ сеч}} q b_{\text{сеч}}, \quad (2.7)$$

где  $c_{y \text{ сеч}}$  – коэффициент нормальной аэродинамической силы текущего сечения крыла;

$b_{\text{сеч}}$  – хорда крыла в текущем сечении.

Выразим из формулы (2.6) скоростной напор и подставим его в формулу (2.7):

$$q_{\text{аэр}}^3 = \frac{c_{y \text{ сеч}} Y^3 b_{\text{сеч}}}{c_y S_{\text{кр}}}. \quad (2.8)$$

Перепишем формулу (2.8) с учетом того, что в соответствии с формулой (2.1)  $Y^3 = m g n^3$ :

$$q_{\text{аэр}}^3 = \frac{m g n^3 c_{y \text{ сеч}} b_{\text{сеч}}}{S_{\text{кр}} c_y}. \quad (2.9)$$

Теперь домножим и разделим правую часть этого уравнения на среднюю геометрическую хорду крыла  $b_{\text{СГХ}}$ :

$$q_{\text{аэр}}^3 = \frac{m g n^3 b_{\text{СГХ}} c_{y \text{ сеч}} b_{\text{сеч}}}{S_{\text{кр}} c_y b_{\text{СГХ}}}. \quad (2.10)$$

Вторая дробь в правой части выражения (2.10) представляет собой относительную циркуляцию по размаху крыла (1.1), записанную для связанной системы координат:

$$\bar{\Gamma} = \frac{c_{y \text{ сеч}} b_{\text{сеч}}}{c_y b_{\text{СГХ}}}, \quad (2.11)$$

где  $c_{y \text{ сеч}}$  – коэффициент нормальной аэродинамической силы текущего сечения крыла.

Запишем выражение для расчетной погонной аэродинамической нагрузки с учетом (2.11) и с учетом того, что  $b_{\text{СГХ}} = \frac{S_{\text{кр}}}{l}$ , где  $l$  – размах крыла:

$$q_{\text{аэп}}^p = \frac{m g n^3 f}{l} \bar{\Gamma}. \quad (2.12)$$

Нагрузка от массы конструкции крыла приближенно распределяется по размаху пропорционально хордам:

$$q_{\text{к}}^p = \frac{m_{\text{к}} g n^3 f}{S_{\text{кр}}} b_{\text{сеч}}. \quad (2.13)$$

Распределение нагрузки от массы топлива по размаху крыла производится по длине тех участков крыла, которые заняты топливными баками (рис. 2.2):

$$q_{\text{т}}^p = \frac{m_{\text{т}} g n^3 f}{S_{\text{б}}} b_{\text{сеч.б}}, \quad (2.14)$$

где  $b_{\text{сеч.б}}$  – хорда топливного бака;  
 $S_{\text{б}}$  – площадь топливного бака в плане.

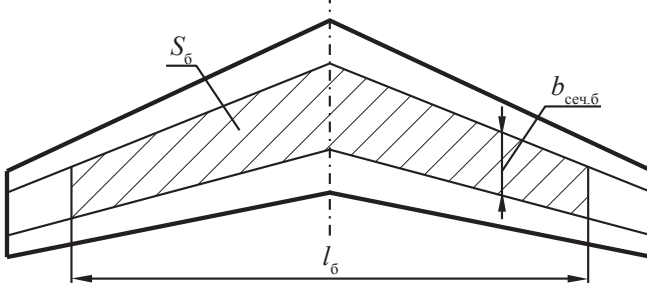


Рис. 2.2. К определению погонной нагрузки по размаху крыла от массы топлива

## 2.2. Распределение нагрузок по хорде крыла

Распределение аэродинамической нагрузки по хорде крыла необходимо для определения крутящего момента крыла, для расчета обшивки на местную прочность и расчета нервюр.

Распределение аэродинамической нагрузки по хорде крыла зависит в основном от угла атаки  $\alpha$  и числа Маха  $M$ . Реальное распределение аэродинами-

ческой нагрузки по хорде можно получить только по результатам продувок в аэродинамической трубе. В первом приближении можно воспользоваться теоретическими методами, позволяющими получить эпюры распределения давления по хорде крыла.

Равнодействующая аэродинамической нагрузки приложена в центре давления (рис. 2.1). Определим положение центра давления по хорде крыла. Координату центра давления  $x_d$ , как и других характерных точек, будем отсчитывать от носка профиля (точка  $O$  на рис. 2.1).

Запишем уравнение момента вокруг точки  $O$ . Момент будет создавать только нормальная аэродинамическая сила  $\vec{Y}$  на плече  $x_d$ . Положительное направление момента – по часовой стрелке, т.е. на увеличение угла атаки. Сила же  $\vec{Y}$  создает отрицательный момент:

$$M_z = -Y^3 x_d = -c_y q S_{кр} \bar{x}_d b_A, \quad (2.15)$$

где  $\bar{x}_d = \frac{x_d}{b_A}$  – относительная координата центра давления;

$b_A$  – средняя аэродинамическая хорда крыла.

В то же время аэродинамический момент тангажа, как известно из дисциплины «Аэродинамика», определяется формулой:

$$M_z = m_z q S_{кр} b_A, \quad (2.16)$$

где  $m_z$  – коэффициент аэродинамического момента тангажа.

Из уравнений (2.15) и (2.16) можно выразить относительную координату центра давления:

$$\bar{x}_d = -\frac{m_z}{c_y}. \quad (2.17)$$

Основываясь на знаниях, полученных при изучении дисциплины «Динамика полета», относительную координату центра давления можно выразить через относительную координату фокуса крыла  $\bar{x}_F$ .

Поскольку

$$m_z = m_{z0} + m_z^{c_y} c_y, \quad (2.18)$$

то с учетом (2.17) получим:

$$\bar{x}_d = -\frac{m_{z0}}{c_y} - m_z^{c_y}, \quad (2.19)$$

где  $m_{z0}$  – коэффициент аэродинамического момента тангажа при  $c_y = 0$ ;

$m_z^{c_y} = \frac{\partial m_z}{\partial c_y}$  – частная производная коэффициента аэродинамического момента тангажа  $m_z$  по коэффициенту нормальной аэродинамической силы  $c_y$ .

Известно, что

$$m_z^{c_y} = \bar{x}_T - \bar{x}_F, \quad (2.20)$$

где  $\bar{x}_F = \frac{x_F}{b_A}$  – относительная координата фокуса крыла.

Но поскольку момент вычисляется относительно носка профиля (точка  $O$  на рис. 2.1), то

$$m_z^c = -\bar{x}_F. \quad (2.21)$$

Тогда

$$\bar{x}_d = \bar{x}_F - \frac{m_z^0}{c_y}. \quad (2.22)$$

Заметим, что ранее определенная погонная аэродинамическая нагрузка  $q_{\text{аэп}}^p$  будет приложена как раз в центре давления.

Положение центра масс конструкции крыла по хорде  $x_{\text{ц.м.к}}$ , т.е. точки приложения погонной нагрузки от массы конструкции крыла  $q_k^p$ , зависит от расположения продольных силовых элементов по профилю крыла, поэтому расчеты нужно производить в каждом конкретном случае. Основываясь на статистике, можно принять:

– для прямого крыла  $\bar{x}_{\text{ц.м.к}} = \frac{x_{\text{ц.м.к}}}{b_A} = 0,42 \div 0,45$ ;

– для стреловидного крыла  $\bar{x}_{\text{ц.м.к}} = 0,38 \div 0,42$ ;

– для треугольного крыла  $\bar{x}_{\text{ц.м.к}} = 0,40 \div 0,44$ .

Также по статистике можно определить и положение центра масс топлива по хорде крыла  $x_{\text{ц.м.т}}$ , т.е. точку приложения погонной нагрузки  $q_t^p$ . В первом

приближении можно принять  $\bar{x}_{\text{ц.м.т}} = \frac{x_{\text{ц.м.т}}}{b_A} = 0,4$ .

### 2.3. Эпюры поперечной силы и изгибающего момента крыла

Сначала нанесем на контур самолета при виде спереди действующие расчетные нагрузки, которые были рассмотрены выше (рис. 2.3), а именно:

- погонную аэродинамическую нагрузку  $q_{\text{аэп}}^p$ ;
- погонную нагрузку от массы конструкции крыла  $q_k^p$ ;
- погонную нагрузку от массы топлива  $q_t^p$ ;
- сосредоточенные нагрузки: расчетные веса двигателей  $G_{\text{дв}}^p$  и опор шасси  $G_{\text{ш}}^p$ .

Если крыло имеет центр план (центральную часть крыла, расположенную между бортами фюзеляжа), как это обычно бывает на современных самолетах транспортной категории, то его расчетную схему можно представить в виде двухопорной балки, опорами которой служат стыковые узлы, расположенные по бортам фюзеляжа (рис. 2.3).



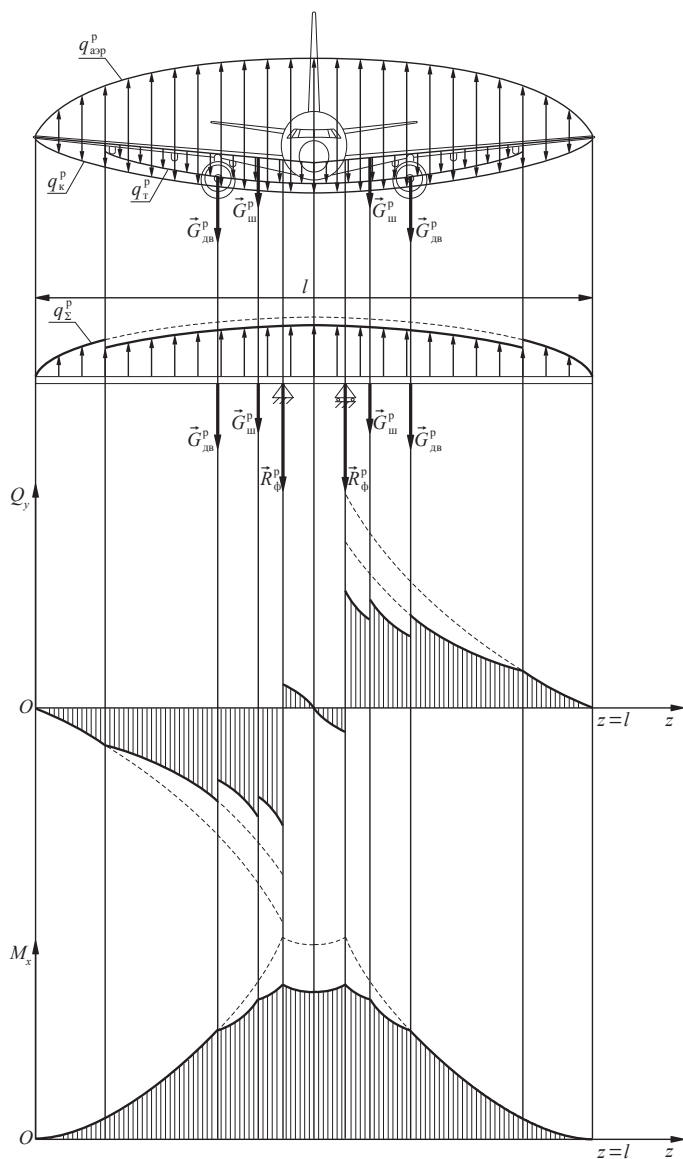


Рис. 2.3. Схема нагружения крыла самолета, его расчетная схема и эпюры поперечной силы и изгибающего момента

В этом случае все вышеперечисленные нагрузки уравниваются двумя реакциями на бортах фюзеляжа  $R_{\phi}^p$ , которые определяются по формуле:

$$R_{\phi}^p = \frac{1}{2}(Y^p - G_k^p - G_t^p) - G_{\text{дв}}^p - G_{\text{ш}}^p. \quad (2.23)$$

Перед построением эпюр просуммируем погонные нагрузки:

$$q_{\Sigma}^p = q_{\text{аэп}}^p - q_k^p - q_t^p. \quad (2.24)$$

Запишем формулы для расчета поперечной силы  $Q_y$  и изгибающего момента крыла  $M_x$  в каждом его сечении, основываясь на знаниях, полученных при изучении дисциплины «Сопrotивление материалов» (в данной формуле сосредоточенные силы учитываются по мере их появления в сечении):

$$Q_y = \int_{z=l}^z q_{\Sigma}^p dz - 2G_{\text{дв}}^p - 2G_{\text{ш}}^p - 2R_{\phi}^p, \quad (2.25)$$

$$M_x = \int_{z=l}^z Q_y dz. \quad (2.26)$$

Эпюры будут иметь вид, показанный на рис. 2.3. Анализ полученных эпюр говорит о том, что поперечная сила и изгибающий момент максимальны в месте крепления крыла к фюзеляжу, а также, что топливо и агрегаты, расположенные на крыле, разгружают его от действия поперечной силы и изгибающего момента.

#### 2.4. Эпюра крутящего момента крыла

Как известно из дисциплины «Динамика и прочность авиационных конструкций» [5] тонкостенные удлиненные оболочки с замкнутым контуром поперечного сечения, к которым можно отнести крыло, могут воспринимать крутящий момент, который определяется в поперечном сечении относительно центра изгиба (центра жесткости). Напомним, что совокупность центров изгиба сечений по длине оболочки образует ось изгиба (ось жесткости).

Для построения эпюры крутящего момента по размаху крыла нужно знать положение оси жесткости, которое зависит от геометрических характеристик поперечных сечений крыла, но не зависит от действующих нагрузок. Однако на первых этапах проектирования конструкции положение оси жесткости может быть неизвестно. Тогда приходится строить эпюру условного крутящего момента относительно какой-либо другой оси, например, относительно линии 1/2 хорд крыла, которая по статистике близка к оси жесткости, а затем уточнять положение оси жесткости при следующем цикле расчетов. Знание положения оси жесткости очень важно, т.к. именно относительно нее определяется истинный крутящий момент и именно вокруг нее закручивается крыло.

Рассмотрим сечение крыла по месту установки двигателя (рис. 2.4).

На рис. 2.4 показано положение центра изгиба (жесткости), определяемое координатой  $x_{\text{ж}}$  в данном сечении крыла, центра давления –  $x_{\text{д}}$ , центров масс

конструкции крыла –  $x_{ц.м.к}$  и топлива –  $x_{ц.м.т}$ , т.е. точек приложения определенных выше погонных нагрузок, положение центра масс двигателя –  $x_{ц.м.дв}$ , где приложена соответствующая сосредоточенная нагрузка – вес двигателя  $\vec{G}_{дв}^p$ , а также положение вектора создаваемой двигателем тяги  $\vec{P}^p$ , определяемое координатой  $y_p$ . При построении эпюры крутящего момента необходимо учесть также момент, создаваемый весом шасси  $\vec{G}_{ш}^p$ , если оно крепится к крылу. Обозначим координату центра масс шасси  $x_{ц.м.ш}$ , которая в данном случае находится в другом сечении крыла и на рисунке не показана.

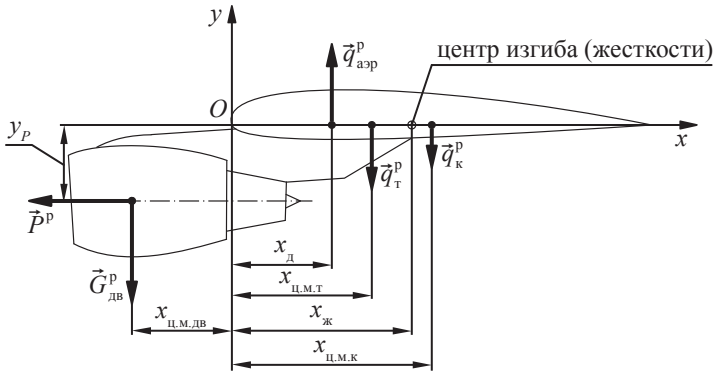


Рис. 2.4. К определению крутящего момента крыла

Погонные нагрузки будут создавать погонный крутящий момент  $m_{zп}$  относительно оси жесткости (в качестве положительного направления вращения выберем вращение по часовой стрелке) (рис. 2.5):

$$m_{zп} = q_{аэп}^p (x_ж - x_д) - q_t^p (x_ж - x_{ц.м.т}) + q_k^p (x_ж - x_{ц.м.к}). \quad (2.27)$$

Крутящий момент от погонной нагрузки и крутящие моменты от сосредоточенных сил получим по соответствующим формулам (с учетом знака):

$$M_{zп} = \int_{z=l}^z m_{zп} dz; \quad (2.28a)$$

$$M_{zдв} = -G_{дв}^p (x_ж - x_{ц.м.дв}) + P^p \cdot y_p; \quad (2.28б)$$

$$M_{zш} = G_{ш}^p (x_ж - x_{ц.м.ш}). \quad (2.28в)$$

Расчетное значение тяги двигателя найдем по формуле:

$$P^p = \frac{\bar{P} m_0 g f}{n_{дв}}, \quad [H] \quad (2.29)$$

где  $\bar{P} = \frac{P}{m_0 g}$  – тяговооруженность самолета;

$n_{дв}$  – число двигателей.

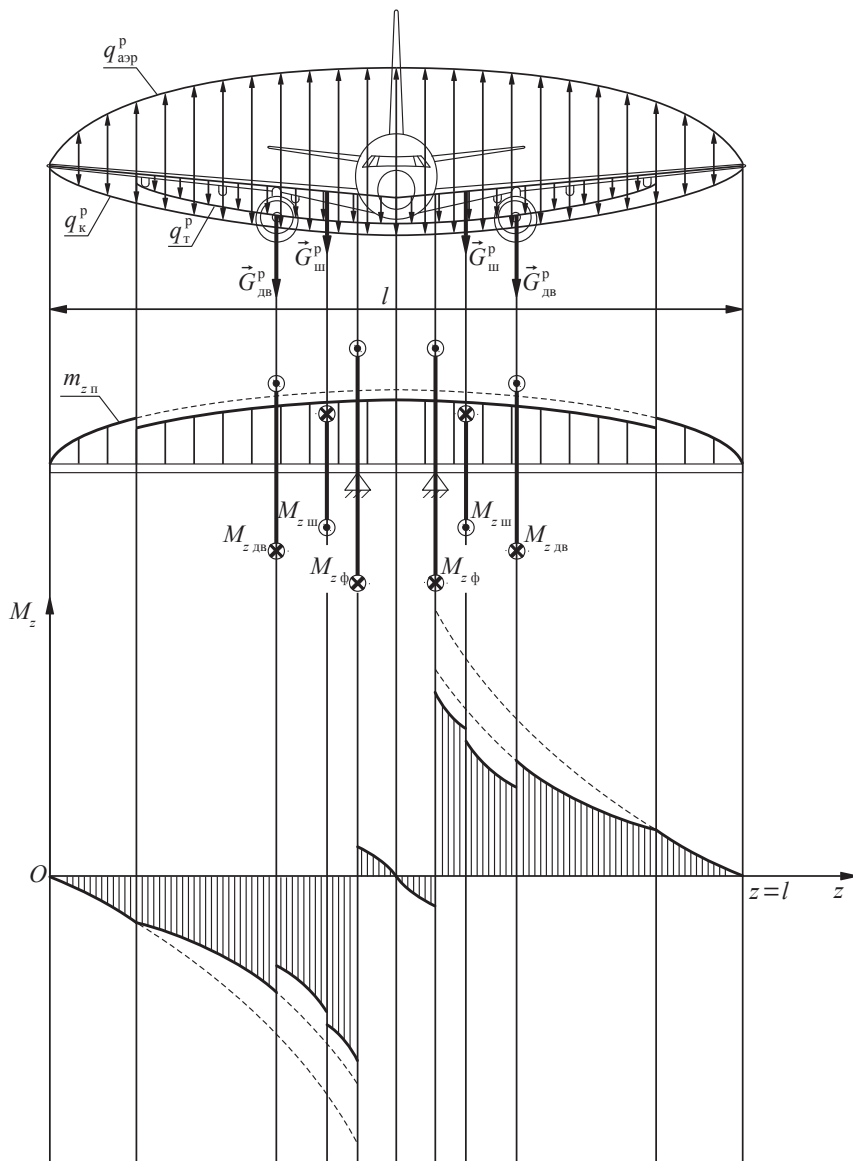


Рис. 2.5. Эпюра крутящего момента крыла

Крутящий момент от погонной нагрузки и крутящие моменты от сосредоточенных сил уравниваются двумя реактивными моментами на узлах крепления крыла к фюзеляжу, расположенных по бортам фюзеляжа. Величина каждого из этих моментов определяется по формуле:

$$M_{z\phi} = -\left(\frac{1}{2} M_{zп} + M_{zдв} + M_{zш}\right), \quad (2.30)$$

Для расчета суммарного крутящего момента в каждом сечении крыла используем формулу (в данной формуле сосредоточенные моменты учитываются по мере их появления в сечении):

$$M_z = \int_{z=l}^z m_z dz + 2 M_{zдв} + 2 M_{zш} + 2 M_{zф}. \quad (2.31)$$

Эпюра суммарного крутящего момента будет иметь вид, показанный на рис. 2.5.

Анализ полученной эпюры говорит о том, что крутящий момент максимален в месте крепления крыла к фюзеляжу, а также, что двигатели, расположенные на пилонах под крылом, и топливо в данном случае разгружают его от действия крутящего момента, хотя может быть и наоборот, т. к. это зависит от величин соответствующих сил, их направления и плеч относительно центра жесткости крыла.

### 3. Конструкция и расчет на прочность силовых элементов крыла

Конструкция крыла современного самолета транспортной категории состоит, как правило, из силовой части, вспомогательных конструкций и подвижных частей.

Силовая часть конструкции (рис. 3.1) воспринимает все силовые факторы, действующие в сечении крыла (поперечную силу, изгибающий и крутящий моменты).



Рис. 3.1. Части конструкции крыла

Вспомогательные конструкции придают крылу обтекаемую форму, обеспечивая его аэродинамические характеристики, и служат для размещения различного оборудования. Они, как правило, включают в себя носовую и хвостовую части крыла (рис. 3.19), обтекатели, отсеки шасси и т.п. Они не рассчитаны на восприятие постепенно накапливающихся от конца к корню крыла силовых факторов, как это делает силовая часть конструкции, а вос-

принимают только непосредственно приходящуюся на них нагрузку и передают ее на силовую часть.

Подвижные части крыла предназначены для управления самолетом и улучшения его взлетно-посадочных характеристик. К ним относятся органы управления (элероны, интерцепторы), механизация (предкрылки, закрылки, гасители подъемной силы – спойлеры, тормозные щитки и др.) и комбинированные подвижные части (элевоны, флапероны и др.).

### 3.1. Силовые элементы крыла и их работа под нагрузкой

Рассмотрим типовую конструкцию силовой и вспомогательных частей крыла. Крыло представляет собой тонкостенную подкрепленную оболочку, состоящую из каркаса, обшивки, стыковых узлов и соединительных элементов (рис. 3.2, 3.3). Каркас состоит из продольного и поперечного наборов. К продольному набору относятся лонжероны, продольные стенки и стрингеры. Поперечный набор составляют нервюры.

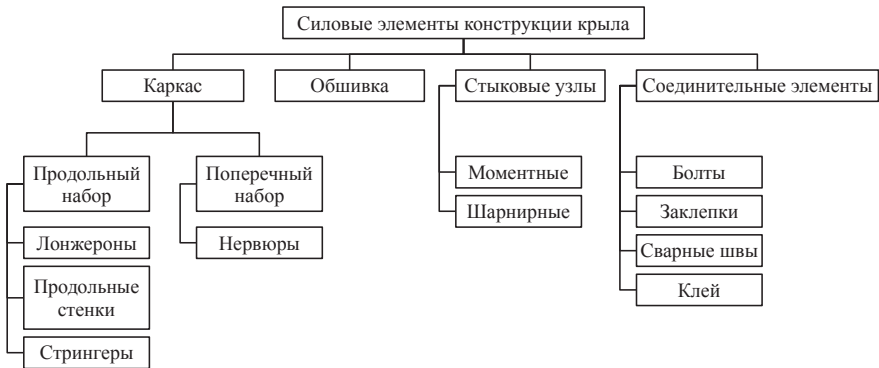


Рис. 3.2. Основные силовые элементы конструкции крыла

Стрингеры являются продольными стержнями, соединенными с обшивкой и опирающимися на нервюры. Нервюры могут быть балочной или ферменной конструкции. Ферменная нервюра состоит из стержней, а балочная представляет собой тонкостенную балку, имеющую верхний и нижний пояса и связывающую их стенку. Нервюра поясами соединена с обшивкой, а стенкой – со стенками лонжеронов, которые являются, таким образом, опорами для нервюры. Лонжероны тоже могут быть ферменной или балочной конструкции. Ферменные лонжероны, также как и нервюры, состоят из стержней, а балочные имеют верхний и нижний пояса, соединенные с обшивкой, и связывающую их стенку. Продольные стенки отличаются от лонжеронов относительно слабыми поясами или вообще их отсутствием. Обшивка, стрингеры и пояса лонжеронов образуют панели крыла.

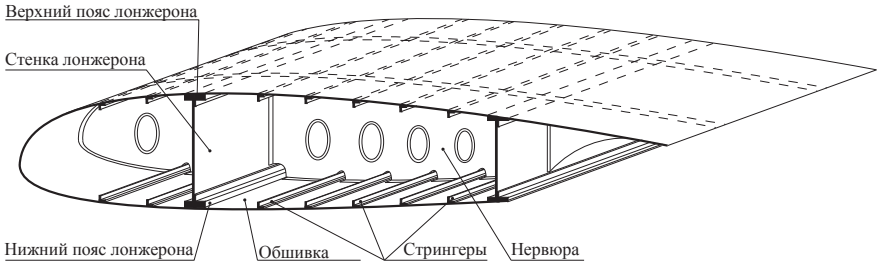


Рис. 3.3. Общий вид силовых элементов конструкции крыла

Рассмотрим последовательность передачи нагрузок, действующих на крыло, от одного силового элемента к другому [7, 9], считая что нервюры и лонжероны имеют балочную конструкцию, т.к. именно этот вид их конструктивного исполнения наиболее распространен в конструкциях современных самолетов транспортной категории.

Основной нагрузкой для крыла является аэродинамическая нагрузка. Она приложена непосредственно к обшивке и распределена по ее поверхности. Массовые силы с целью упрощения здесь рассматривать не будем.

Рассмотрим элемент обшивки, опертый на нервюры и стрингеры (рис. 3.4). Обшивка будет нагружена избыточным давлением, представляющим собой разность между внутренним давлением и наружным, которое определяется условиями обтекания крыла. В соответствии с направлением действия избыточного давления обшивка будет либо отрываться от опор, либо прижиматься к ним.

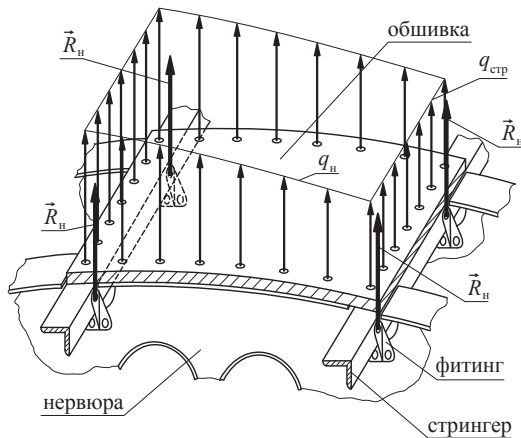


Рис. 3.4. Схема нагружения обшивки, стрингеров и нервюр аэродинамической нагрузкой

Элемент обшивки при этом будет работать как пластина на поперечный изгиб, а если обшивка достаточно тонкая, чтобы можно было не учитывать ее изгибную жесткость, то в соответствии с безмоментной теорией оболочек можно считать, что данный элемент при прогибе работает только на растяжение, что было рассмотрено при изучении дисциплины «Динамика и прочность авиационных конструкций» [5].

Нагрузка, действующая на элемент обшивки, будет передаваться на ее опоры – нервюры и стрингеры. Если обшивка прижимается к опорам, то нагрузка будет передаваться непосредственно через поверхности контакта обшивки и опор. Если же нагрузка имеет противоположное направление, то она будет передаваться посредством соединительных элементов (заклепок, болтов, сварных или клеевых соединений), работающих на отрыв.

От возникающей распределенной нагрузки  $q_{стр}$  стрингеры будут работать на поперечный изгиб как многоопорные балки, опорами которых служат нервюры. В местах крепления стрингеров к нервюрам при этом возникнут сосредоточенные силы  $R_n$ .

Нервюры будут нагружаться силами, которые передаются на них от обшивки  $q_{н.верх}$  и  $q_{н.низ}$  и от стрингеров  $R_n$  (рис. 3.5). Равнодействующая воздушной нагрузки, приходящаяся на одну  $i$ -ю нервюру, на рис. 3.5 обозначена как  $\Delta Y_i$ .

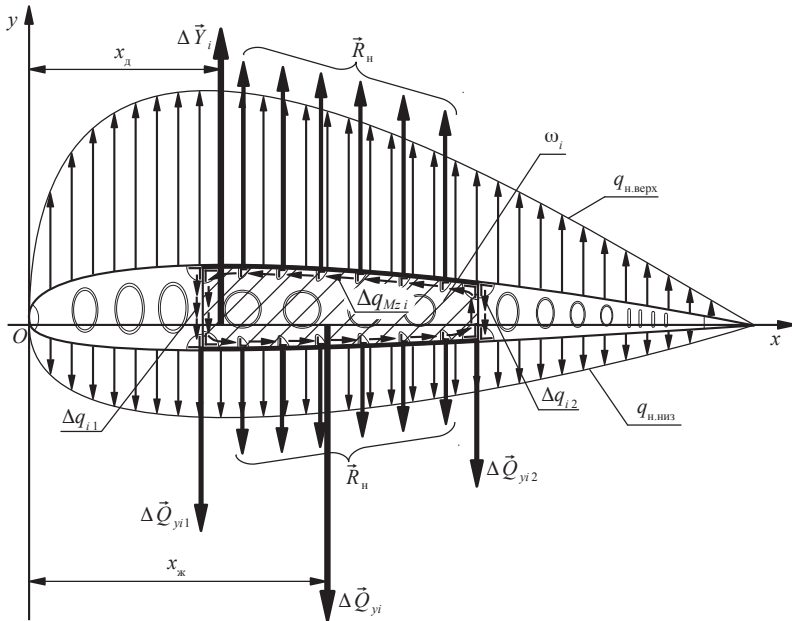


Рис. 3.5. Схема нагружения нервюры силами, приходящими от обшивки и стрингеров



Кроме этого, при искривлении крыла под действием изгибающего момента обшивка, стрингеры и пояса лонжеронов будут оказывать давление на нервюры. В результате действия этих нагрузок стенки нервюр будут сжиматься (рис. 3.6).

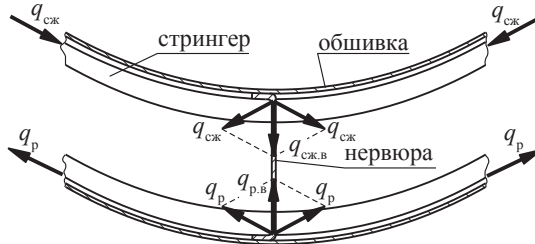


Рис. 3.6. Напряжение нервюр сжатием при изгибе крыла

Здесь  $q_{сж}$  и  $q_p$  – погонные усилия в сжатой и растянутой зонах соответственно, а  $q_{сж.в}$  и  $q_{р.в}$  – результирующие вертикальные усилия, вызывающие сжатие стенок нервюр.

Нервюры своими стенками связаны со стенками лонжеронов (с помощью заклепок или других соединительных элементов). Лонжероны, таким образом, являются опорами нервюр. Они воспринимают нагрузку от нервюр в виде результирующих сил  $\Delta Q_{yij}$  пропорционально своей изгибной жесткости (здесь:  $i$  – номер нервюры,  $j$  – номер лонжерона):

$$\Delta Q_{yij} = \Delta Q_{yi} \frac{(EI_x)_j}{\sum_j (EI_x)_j}, \quad (3.1)$$

где  $\Delta Q_{yi} = \Delta Y_i$  – суммарная поперечная сила, приходящаяся на  $i$ -ю нервюру;  
 $(EI_x)_j$  – изгибная жесткость  $j$ -го лонжерона;

$E$  – модуль упругости I-го рода;

$I_x$  – момент инерции сечения лонжерона относительно оси  $x$ .

Поскольку нервюры соединены с лонжеронами не в одной точке, а на некотором участке, равном приблизительно высоте стенки лонжерона  $H_j$  в данном сечении крыла, то нагрузка от нервюр будет уравниваться на лонжеронах потоками касательных сил  $\Delta q_{yij} = \frac{\Delta Q_{yij}}{H_j}$ . Заклепки, связывающие лонжероны и нервюры, будут при этом работать на срез.

Аэродинамическая сила  $\Delta Y_i$  приложена в центре давления, который в общем случае не совпадает с центром жесткости рассматриваемого сечения. Поэтому относительно центра жесткости возникнет крутящий момент от силы  $\Delta Y_i$ :

$$\Delta M_{zi} = \Delta Y_i (x_{ж} - x_d). \quad (3.2)$$

Крутящий момент стремится повернуть нервюру относительно центра жесткости. Однако этому будет препятствовать соединение нервюры с оболочкой, образованной обшивкой и стенками лонжеронов. Основываясь на знаниях, полученных при изучении дисциплины «Динамика и прочность авиационных конструкций», можно заключить, что поскольку рассматриваемая оболочка имеет замкнутый контур поперечного сечения, действующий крутящий момент будет уравновешен реактивным крутящим моментом от потока касательных сил  $\Delta q_{Mzi} = \frac{\Delta M_{zi}}{2\omega_i}$ , (где  $\omega_i$  – площадь контура поперечного сечения (рис. 3.5)), возникающего в замкнутом контуре.

Таким образом, под действием описанных выше нагрузок нервюра будет работать на сжатие, изгиб и сдвиг в своей плоскости. Обшивка от кручения будет работать на сдвиг.

Потоки касательных сил  $\Delta q_{yij}$ , передаваемые нервюрами на стенки лонжеронов, создают скачкообразно накапливающуюся от нервюры к нервюре (в направлении от конца к корню крыла) поперечную силу  $Q_{yj}$  в стенках лонжеронов (рис. 3.7).

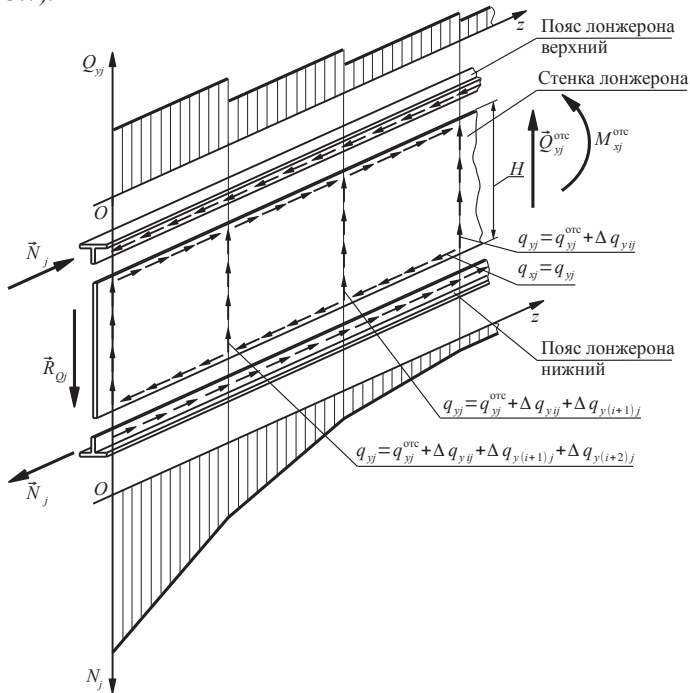


Рис. 3.7. Схема нагружения лонжерона (стенка и пояса лонжерона условно разделены)

Эта поперечная сила в итоге будет уравновешена реакциями  $R_{Oj}$  в узлах крепления лонжерона к шпангоуту фюзеляжа.

На рис. 3.7 индексом «отс» обозначены силовые факторы, действующие со стороны отсеченной части лонжерона.

Рассмотрим равновесие элементарного участка стенки лонжерона между нервюрами шириной  $dz$  и высотой  $H$  (рис. 3.8).

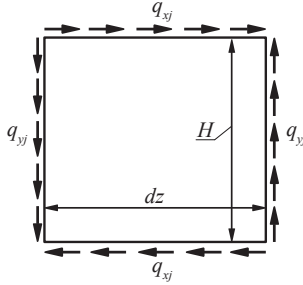


Рис. 3.8. К рассмотрению равновесия участка стенки лонжерона

Пусть по правой кромке этого участка вертикально вверх действует поток касательных сил  $q_{xy}$ , накопленный от конца крыла до рассматриваемого сечения. По левой кромке этого участка будет действовать реактивный поток касательных сил, равный по величине  $q_{xy}$ , но направленный в противоположную сторону. Для того, чтобы рассматриваемый участок стенки находился в равновесии, необходимо в соответствии с законом парности касательных напряжений, чтобы по его верхней и нижней кромкам действовали горизонтальные потоки  $q_{xy}$ , равные по величине  $q_{xy}$ .

Горизонтальные потоки  $q_{xy}$  возникают со стороны элементов крепления стенки к поясам лонжеронов и нагружают пояса осевыми усилиями  $N_j$ , нарастающими от конца к корню крыла. При этом один из поясов лонжерона растягивается, а другой сжимается. В местах крепления нервюр эпюра  $N_j$  будет иметь изломы.

Пояса лонжерона соединены с обшивкой крыла. Вместе с обшивкой и стрингерами они образуют панели. Вследствие этого некоторая доля осевых нагрузок перетекает на обшивку и стрингеры за счет работы обшивки на сдвиг. Таким образом, осевые усилия вызывают растяжение или сжатие элементов панелей. При этом осевая нагрузка распределяется между элементами панелей пропорционально их жесткости на изгиб.

Внутренние усилия растяжения и сжатия панелей крыла образуют пару сил, момент которой и обеспечивает восприятие изгибающего момента в рассматриваемом сечении крыла. У борта фюзеляжа осевые усилия, идущие по

панелям, передаются на узлы крепления крыла к фюзеляжу или на центроплан в зависимости от конструктивного исполнения.

Потоки же касательных сил  $\Delta q_{Mz,i}$ , передаваемые нервюрами на стенки лонжеронов и обшивку, создают скачкообразно накапливающийся от нервюры к нервюре (в направлении от конца к корню крыла) крутящий момент  $M_z$  в замкнутом контуре, образованном обшивкой и стенками лонжеронов (рис. 3.9). Обшивка и стенки лонжеронов от этого будут работать на сдвиг.

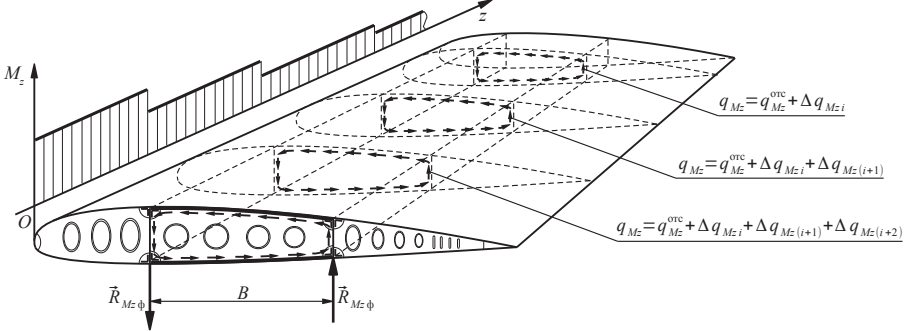


Рис. 3.9. Схема нагружения крыла крутящим моментом

В бортовом сечении крыла устанавливается усиленная бортовая нервюра, преобразующая крутящий момент в пару сил на узлах крепления крыла к фюзеляжу, которые уравниваются соответствующими реакциями  $R_{Mz,\phi} = \frac{M_{z,\phi}}{B}$ .

Обобщим информацию о назначении и работе силовых элементов конструкции крыла.

Обшивка образует поверхность крыла, придает ему обтекаемую форму, непосредственно воспринимает аэродинамическую нагрузку и передает ее на силовые элементы каркаса крыла, работая при этом на поперечный изгиб, а при малой толщине и наличии прогиба – на растяжение. Этим, однако, можно ограничиться только при рассмотрении работы вспомогательных частей крыла. Для обшивки же силовой части крыла основной, расчетной, нагрузкой является растяжение-сжатие, которое возникает из-за действия изгибающего момента крыла, а также сдвиг из-за действия крутящего момента крыла.

Стрингеры – это стержневые элементы продольного набора крыла. Стрингеры передают аэродинамическую нагрузку от обшивки к нервюрам, работая при этом на поперечный изгиб. Но этим, как и в случае с обшивкой, можно ограничиться только для вспомогательной части крыла. В силовой же части крыла стрингеры вместе с обшивкой и поясами лонжеронов участвуют в восприятии изгибающего момента крыла, работая при этом на растяжение или сжатие. Именно этот вид нагружения является определяющим при расчете на проч-

ность стрингеров силовой части крыла. Кроме того, стрингеры подкрепляют обшивку при ее работе на сжатие и сдвиг, выполняя роль ребер жесткости.

**Лонжероны** – это основные силовые элементы продольного набора крыла. Балочные лонжероны имеют пояса и связывающую их стенку. Пояса лонжеронов воспринимают часть изгибающего момента крыла, работая при этом на растяжение и сжатие. Стенки лонжеронов воспринимают поперечную силу и участвуют в восприятии крутящего момента крыла, образуя вместе с обшивкой замкнутый контур крыла. При этом в обоих случаях стенки лонжеронов работают на сдвиг. Кроме того, стенка лонжерона работает на сжатие при искривлении крыла под действием изгибающего момента. Лонжероны могут иметь и ферменную конструкцию, где вместо стенки используются стержни (стойки и подкосы). Подробнее об этом написано ниже в подразделе о вариантах конструктивного исполнения силовых элементов крыла.

**Продольные стенки** по своей конструкции аналогичны лонжеронам, но имеют слабые пояса (рис. 3.10). Продольные стенки часто используются в составе вспомогательной конструкции крыла для повышения жесткости носовой или хвостовой частей крыла. Продольные стенки могут также использоваться и в силовой части, например, для замыкания контура крыла при его работе на кручение, а также могут воспринимать и передавать на шарнирные узлы крепления крыла к фюзеляжу часть поперечной силы крыла. Продольные стенки во всех этих случаях работают на сдвиг. Они также, как и лонжероны, могут иметь ферменную конструкцию.

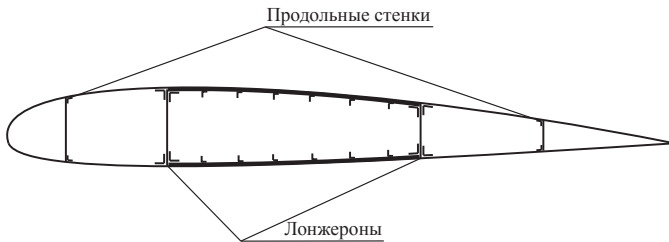


Рис. 3.10. Продольные стенки и лонжероны в сечении крыла

**Нервюры** – это основные силовые элементы поперечного набора крыла. Они по своему назначению и конструкции делятся на нормальные и усиленные.

**Нормальные нервюры** задают форму профиля крыла и передают аэродинамическую нагрузку от обшивки и стрингеров на лонжероны крыла, работая при этом на поперечный изгиб в своей плоскости. При искривлении крыла под действием изгибающего момента нервюры работают на сжатие. Являясь опорами для обшивки и стрингеров, нервюры подкрепляют стрингеры при их работе на сжатие и обшивку при ее работе на сжатие и сдвиг.

Усиленные нервюры, выполняя все те же функции, что и нормальные нервюры, служат для восприятия сосредоточенных сил и моментов от агрегатов, крепящихся к крылу (опор шасси, двигателей, узлов навески подвижных частей крыла и т.п.) и передачи их на лонжероны и обшивку, а также для перераспределения нагрузок между панелями обшивки и стенками лонжеронов в местах искривления осей продольного набора крыла, для трансформации крутящего момента в пару сил в местах разъема крыла и на границах больших вырезов.

Нервюры могут иметь как вышеописанную балочную, так и ферменную конструкцию (см. подраздел о вариантах конструктивного исполнения силовых элементов крыла).

Стыковые узлы и соединительные элементы передают усилия от одних силовых элементов конструкции к другим.

### 3.2. Приближенный метод расчета крыла на прочность

При изучении дисциплины «Динамика и прочность авиационных конструкций» была рассмотрена балочная теория оболочек, позволяющая определять напряжения в тонкостенных балочных конструкциях. К такому типу конструкций относится и крыло. Однако методы балочной теории оболочек сложны, трудоемки и не обладают достаточной наглядностью, необходимой при изучении принципов работы силовых элементов конструкции летательного аппарата. Поэтому рассмотрим далее приближенный метод расчета крыла на прочность, который на практике используется в качестве проектировочного [9, 10, 12]. Методы же балочной теории оболочек обычно используются как проверочные.

С целью упрощения решаемой задачи при приближенном методе расчета используются некоторые допущения. Приведем основные из них:

1) изгибающий момент крыла  $M_x$  полностью воспринимается верхней и нижней панелями силовой части крыла, расположенными в средней части профиля крыла (между лонжеронами), т.е. работой на изгиб вспомогательной конструкции крыла (носовой и хвостовой частей профиля крыла) пренебрегаем. Осевые усилия  $N$  распределяются между поясами лонжеронов, стрингерами и обшивкой пропорционально жесткости этих элементов на изгиб ( $EL_x$ ). Восприятием изгибающего момента стенками лонжеронов (а значит, и продольными стенками, если они имеются) пренебрегаем, т.к. жесткости этих элементов на изгиб невелики из-за их небольшой толщины и расположения вблизи нейтральной оси;

2) поперечная сила крыла  $Q_y$  воспринимается только стенками лонжеронов и продольными стенками, если таковые имеются. Это допущение правомерно, поскольку стенки расположены в направлении действия силы  $Q_y$  и имеют значительно большую жесткость на сдвиг ( $GL_x$ ), чем другие элементы сечения;

3) крутящий момент крыла  $M_z$  воспринимается замкнутыми контурами, образованными обшивкой и стенками лонжеронов и продольными стенками. Известно, что замкнутый контур обладает наибольшей жесткостью на кручение ( $GI_p$ ), где  $I_p$  – полярный момент инерции) среди прочих конструктивных элементов, входящих в сечение крыла;

4) конусностью крыла, которая имеет место быть при наличии сужения, пренебрегаем.

Расчет конструкции крыла сводится к расчету на прочность панелей, стенок лонжеронов (продольных стенок) и нервюр.

В качестве примера рассмотрим прямое двухлонжеронное крыло. Расчет проводится для сечений, несколько отстоящих от заделки крыла (от борта фюзеляжа), чтобы исключить ее влияние. Обычно это расстояние равно расстоянию между крайними лонжеронами крыла.

### Расчет панелей

В соответствии с принятыми выше допущениями будем рассматривать только панели, расположенные между лонжеронами, включая в состав панелей пояса лонжеронов.

Для приближенного расчета нормальных напряжений, действующих в верхней и нижней панелях заменим реальное сечение крыла (рис. 3.11а) схематичным (рис. 3.11б), имеющим вид прямоугольника шириной  $B$  и высотой  $H$ .

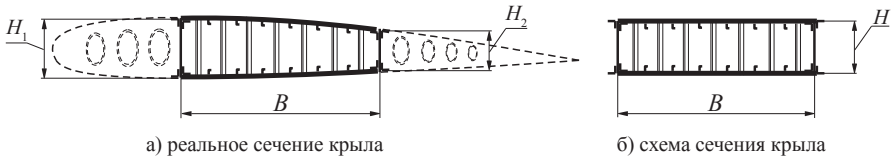


Рис. 3.11. Схематизация сечения крыла

Ширина  $B$  определяется как расстояние между стенками лонжеронов, а высота  $H$  по формуле:

$$H = (0,92 \div 0,95) \frac{H_1 + H_2}{2}, \quad (3.3)$$

где  $H_1, H_2$  – высоты стенок первого и второго лонжеронов соответственно.

Высота  $H$  по сути своей является расстоянием между центрами тяжести площадей сечений верхней и нижней панелей.

Найдем осевые силы, возникающие в верхней и нижней панелях крыла от действия изгибающего момента. Величину изгибающего момента в рассматриваемом сечении крыла возьмем с соответствующей эпюры (рис. 2.3):

$$N = \frac{M_x}{H}.$$

Как указывалось выше, осевые усилия распределяются между элементами панели пропорционально их изгибной жесткости, т.е.:

$$N_j = N \frac{(EI_x)_j}{\sum_j (EI_x)_j}. \quad (3.4)$$

Теперь можно найти действующие нормальные напряжения в  $j$ -ом элементе панели:

$$\sigma_j = \frac{N_j}{F_j}. \quad (3.5)$$

Однако панели, как это следует из вышеприведенных рассуждений, работают не только на растяжение-сжатие, но и на сдвиг от кручения. Величину крутящего момента  $M_z$  в рассматриваемом сечении крыла возьмем с соответствующей эпюры (рис. 2.5). Поток касательных сил, возникающий от кручения, найдем по формуле Бредта, известной из дисциплины «Динамика и прочность авиационных конструкций» [5]:

$$q_{M_z} = \frac{M_z}{2\omega}, \quad (3.6)$$

где  $\omega$  – площадь, ограниченная замкнутым контуром, образованным панелями и стенками переднего и заднего лонжеронов.

Если лонжеронов в крыле не два, а больше, то контур крыла, работающий на кручение, будет многозамкнутым. На кручение может работать и носовая часть крыла, что часто применяется в конструкции легких самолетов. В этом случае нужно распределить крутящий момент крыла по контурам. В первом приближении это можно сделать пропорционально жесткостям контуров на кручение  $(GI_p)_i$ .

Из дисциплины «Соппротивление материалов» известно, что относительный угол закручивания стержня с круговым поперечным сечением (угол взаимного поворота двух сечений под действием крутящего момента, отнесенный к расстоянию между этими сечениями) определяется по формуле [13]:

$$\theta = \frac{M_z}{GI_p}. \quad (3.7)$$

В то же время, из дисциплины «Динамика и прочность авиационных конструкций» известно, что этот угол для тонкостенного стержня можно найти по формуле:

$$\theta = \frac{1}{2\omega} \oint_s \frac{q_{M_z}}{G\delta} ds, \quad (3.8)$$

где  $\delta$  – толщина оболочки;

$s$  – длина контура оболочки.

Из формул (3.6), (3.7) и (3.8) можно вывести следующее выражение для полярного момента инерции:



$$I_p = \frac{4\omega^2}{\oint \frac{ds}{\delta}} \quad (3.9)$$

Из этой формулы видно, что полярный момент инерции прямопропорционален квадрату площади контура. Это значит, что и жесткость контура при работе на кручение ( $GI_p$ ) прямопропорциональна  $\omega^2$ . Поэтому при приближенных расчетах крутящий момент в многозамкнутом контуре распределяют по составляющим его контурам пропорционально квадратам площадей этих контуров [10]:

$$M_{zi} = M_z \frac{\omega_i^2}{\sum_i \omega_i^2}, \quad (3.10)$$

где  $\omega_i$  – площадь, ограниченная  $i$ -м контуром.

Теперь можно найти поток касательных сил от кручения в каждом контуре:

$$q_{Mzi} = \frac{M_{zi}}{2\omega_i}. \quad (3.11)$$

Поток касательных сил  $q_k$  вызовет в обшивке панели касательные напряжения:

$$\tau_{об} = \frac{q_{Mz}}{\delta_{об}}, \quad (3.12)$$

где  $\delta_{об}$  – толщина обшивки.

При работе панели на растяжение действующие напряжения в элементах продольного набора (в стрингерах и в поясах лонжеронов) не должны превышать разрушающие значения  $\sigma_{разр}$ :

$$\sigma_j \leq \sigma_{разр} = \sigma_b k_1 k_2 k_3, \quad (3.13)$$

где  $\sigma_b$  – предел прочности материала конструкции;

$k_1$ ,  $k_2$  и  $k_3$  – эмпирические коэффициенты, учитывающие соответственно уменьшение площади поперечных сечений силовых элементов за счет наличия отверстий под соединительные элементы, влияние концентрации напряжений из-за наличия отверстий в силовых элементах и многократность нагружения конструкции (прогнозируемое число циклов нагружения) [6].

Обшивка же панели в растянутой зоне работает одновременно на растяжение и на сдвиг от кручения. Для того, чтобы учесть одновременное действие в обшивке нормальных  $\sigma_{об}$  и касательных  $\tau_{об}$  напряжений, нужно вычислить эквивалентные нормальные напряжения, например, по следующей формуле, известной из дисциплины «Сопротивление материалов» [13]:

$$\sigma_{об.эkv} = \sqrt{\sigma_{об}^2 + 4\tau_{об}^2}. \quad (3.14)$$

Эти напряжения также не должны превышать разрушающие напряжения:

$$\sigma_{об.эkv} \leq \sigma_{разр}.$$

Теперь рассмотрим работу панели на сжатие и сдвиг. Поскольку панель – конструкция тонкостенная, то при сжатии и сдвиге она может терять устойчивость. Из всех элементов, входящих в состав панели, наименьшими критическими напряжениями потери устойчивости при сжатии обладает обшивка. При плавном увеличении напряжений именно она первая потеряет устойчивость на участке посередине между продольными элементами – стрингерами и поясами лонжеронов (далее в качестве примера будем рассматривать только стрингеры). После потери устойчивости обшивки действующая нагрузка будет восприниматься в основном стрингерами. Однако участки обшивки, недалеко отстоящие от стрингеров, еще не потеряют устойчивость и будут продолжать работать. Распределение напряжений в обшивке в этом случае показано на рис. 3.12а. Посередине между стрингерами напряжения в обшивке сохранятся на уровне  $\sigma_{кр.об}$ , а рядом со стрингерами напряжения будут близки к напряжениям в стрингере  $\sigma_{стр}$ .

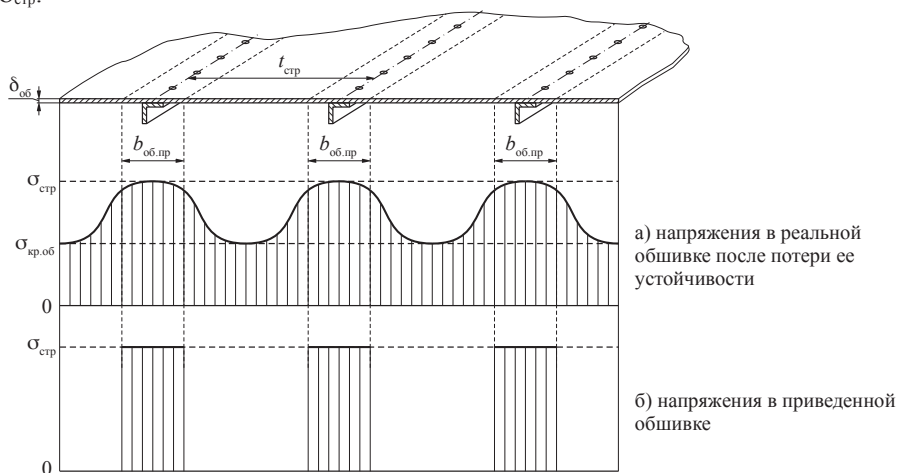


Рис. 3.12. Распределение напряжений в обшивке стрингерной панели

В связи с этим принимается допущение, что на сжатие работает только участок обшивки, недалеко отстоящий от стрингера. При этом считается, что обшивка на этом участке работает с напряжениями стрингера, а в середине межстрингерной зоны напряжения в обшивке вообще отсутствуют (рис. 3.12б).

Для того, чтобы рассчитать ширину обшивки, работающую вместе со стрингером, нужно выполнить приведение обшивки к стрингеру с помощью редуционных коэффициентов.

Редуционный коэффициент, учитывающий степень участия обшивки в совместной работе со стрингером при сжатии, можно вычислить по формуле [8]:

$$\varphi = \sqrt{\frac{\sigma_{кр.об}}{\sigma_{кр.стр}}}, \quad (3.15)$$

где  $\sigma_{кр.стр}$  – критические напряжения потери устойчивости стрингера.

Если материалы стрингера и обшивки различны, то необходимо провести редуцирование по материалу:

$$\varphi_M = \frac{E_{об}}{E_{стр}}, \quad (3.16)$$

где  $E_{об}$ ,  $E_{стр}$  – модули упругости материала обшивки и стрингера соответственно.

Следовательно, приведенная ширина полосы обшивки, работающая вместе со стрингером, может быть определена следующим образом:

$$b_{об.пр} = t_{стр} \varphi \varphi_M = t_{стр} \frac{E_{об}}{E_{стр}} \sqrt{\frac{\sigma_{кр.об}}{\sigma_{кр.стр}}}, \quad (3.17)$$

где  $t_{стр}$  – шаг стрингеров (рис. 3.12).

Таким образом, получен условный элемент панели – стрингер с присоединенной к нему полоской обшивки шириной  $b_{об.пр}$ , опертый с двух сторон на нервюры и нагруженный сжимающими усилиями.

При расчете приведенной ширины обшивки по формуле (3.17) необходимо знать критические нормальные напряжения потери устойчивости обшивки  $\sigma_{кр.об}$  и стрингера  $\sigma_{кр.стр}$  при сжатии.

Для определения критических нормальных напряжений потери устойчивости обшивки  $\sigma_{кр.об}$  рассмотрим клетку обшивки, образованную двумя соседними стрингерами и двумя соседними нервюрами крыла, т.е. плоскую неподкрепленную пластину, опертую по краям и равномерно нагруженную сжимающими усилиями вдоль стрингеров (рис. 3.13).

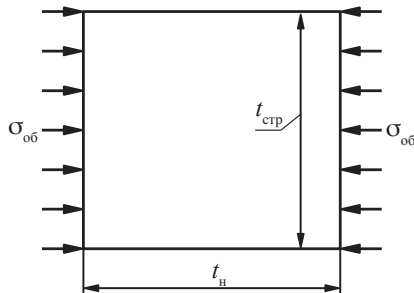


Рис. 3.13. Клетка обшивки, нагруженная сжатием

Критические нормальные напряжения потери устойчивости рассматриваемой клетки обшивки можно определить по следующей формуле, известной из дисциплины «Динамика и прочность авиационных конструкций» [5]:

$$\sigma_{\text{кр.об}} = k_{\sigma} \frac{\pi^2 E_{\text{об}}}{12(1-\mu^2)} \left( \frac{\delta_{\text{об}}}{t_{\text{стр}}} \right)^2, \quad (3.18)$$

где  $\mu$  – коэффициент Пуассона;

$k_{\sigma}$  – коэффициент устойчивости при сжатии, который зависит от соотношения сторон рассматриваемой клетки обшивки (т.е. от отношения шага нервюр  $t_n$  к шагу стрингеров  $t_{\text{стр}}$ ) и условий опирания ее краев (свободный край, шарнирно опертый или защемленный). При шарнирном опирании клетки обшивки по всему контуру и при условии, что  $\frac{t_n}{t_{\text{стр}}} \geq 2$  можно принять  $k_{\sigma} = 4,0$ .

Следует учитывать, что формула (3.18) справедлива только для упругой зоны работы материала. Поэтому необходимо сравнить полученные критические напряжения  $\sigma_{\text{кр.об}}$  с пределом пропорциональности  $\sigma_{\text{пц}}$ . Если получилось, что  $\sigma_{\text{кр.об}} > \sigma_{\text{пц}}$ , то критические напряжения необходимо пересчитать по формуле:

$$\sigma_{\text{кр.об}}^* = \sigma_{\text{в}} \frac{1 + \psi}{1 + \psi + \psi^2}, \quad (3.19)$$

где  $\psi = \frac{\sigma_{\text{в}}}{\sigma_{\text{кр.об}}}$ .

Если панель имеет кривизну в поперечном сечении крыла, то это обстоятельство повышает критические напряжения потери устойчивости обшивки при сжатии на величину:

$$\Delta \sigma_R = \frac{0,15 E_{\text{об}}}{\frac{R}{\delta_{\text{об}}}}, \quad (3.20)$$

где  $R$  – радиус кривизны панели.

Однако, как было указано выше, обшивка, входящая в состав панели, работает не только на восприятие осевых усилий, но и на сдвиг от кручения. При этом она может потерять устойчивость от сдвига.

Критические касательные напряжения потери устойчивости обшивки при сдвиге можно вычислить по формуле:

$$\tau_{\text{кр.об}} = k_{\tau} \frac{\pi^2 E_{\text{об}}}{12(1-\mu^2)} \left( \frac{\delta_{\text{об}}}{t_{\text{мин}}} \right)^2, \quad (3.21)$$

где  $k_{\tau}$  – коэффициент устойчивости при сдвиге, который зависит от соотношения сторон рассматриваемой клетки обшивки (т.е. от отношения шага нервюр  $t_n$  к шагу стрингеров  $t_{\text{стр}}$ ) и условий опирания ее краев (свободный край, шарнирно опертый или защемленный);

$t_{\text{мин}}$  – наименьший размер из двух:  $t_n$  или  $t_{\text{стр}}$ .

При шарнирном опирании клетки обшивки по всему контуру можно принять, что:

$$k_{\tau} = 5,34 + 4 \left( \frac{t_{\min}}{t_{\max}} \right)^2, \quad (3.22)$$

где  $t_{\max}$  – наибольший размер из двух:  $t_n$  или  $t_{стр}$ .

В случае, если  $\tau_{кр.об} > \tau_{щц}$ , то используем формулу, аналогичную (3.19):

$$\tau_{кр.об}^* = \tau_{\text{в}} \frac{1 + \vartheta}{1 + \vartheta + \vartheta^2}, \quad (3.23)$$

где  $\tau_{\text{в}} = (0,60 \div 0,65) \sigma_{\text{в}}$ ;

$$\vartheta = \frac{\tau_{\text{в}}}{\tau_{кр.об}}.$$

Если обшивка имеет кривизну радиуса  $R$ , то это повышает ее критические касательные напряжения на величину:

$$\Delta \tau_R = \frac{0,1 E_{об}}{R \delta_{об}}. \quad (3.24)$$

При одновременном действии осевого сжатия и сдвига необходимо, чтобы выполнялось условие, полученное в дисциплине «Динамика и прочность авиационных конструкций» [5]:

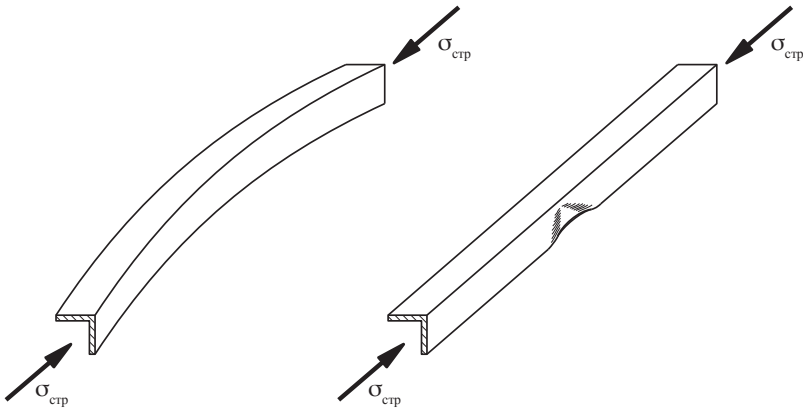
$$\frac{\bar{\sigma}_{кр.об}}{\sigma_{кр.об}} + \left( \frac{\bar{\tau}_{кр.об}}{\tau_{кр.об}} \right)^2 = 1, \quad (3.25)$$

где  $\bar{\sigma}_{кр.об}$ ,  $\bar{\tau}_{кр.об}$  – критические напряжения при совместном действии сжатия и сдвига;

$\sigma_{кр.об}$ ,  $\tau_{кр.об}$  – критические напряжения при изолированном действии сжатия и сдвига соответственно.

Практически применить формулу (3.25) можно следующим образом. Для того, чтобы обшивка не теряла устойчивость при сдвиге, необходимо выполнить условие, при котором действующие касательные напряжения, рассчитанные по формуле (3.12), не превосходили критических касательных напряжений:  $\tau_{об} \leq \bar{\tau}_{кр.об}$ . Поэтому можно принять, что  $\tau_{об} = \bar{\tau}_{кр.об}$ , и подставить  $\tau_{об}$  вместо  $\bar{\tau}_{кр.об}$  в формулу (3.25). Затем в качестве  $\sigma_{кр.об}$  подставить значение, рассчитанное по формуле (3.18) с учетом (3.19) и (3.20), а в качестве  $\tau_{кр.об}$  подставить значение, рассчитанное по формуле (3.21) с учетом (3.22) и (3.23). После чего из формулы (3.25) можно найти  $\bar{\sigma}_{кр.об}$  и использовать это значение при расчете приведенной ширины обшивки  $b_{об.пр}$  по формуле (3.17).

При определении критических нормальных напряжений потери устойчивости стрингера  $\sigma_{кр.стр}$  следует иметь в виду, что может произойти как общая потеря устойчивости, так и местная. Общая потеря устойчивости характеризуется искривлением продольной оси стрингера (рис. 3.14а). Местная потеря устойчивости характеризуется выпучиванием какой-либо стенки стрингера без искривления его продольной оси (рис. 3.14б).



а) общая потеря устойчивости

б) местная потеря устойчивости

Рис. 3.14. Формы потери устойчивости стрингера

При расчете критических нормальных напряжений общей потери устойчивости стрингера считается, что стрингер является стержнем, опорами которого являются две соседние нервюры, и опоры эти можно считать шарнирными. Тогда можно воспользоваться формулой для определения критических нормальных напряжений потери устойчивости стержня, известной из дисциплины «Динамика и прочность авиационных конструкций»:

$$\sigma_{\text{кр.стр}}^{\text{общ}} = \frac{\pi^2 E_{\text{стр}}}{\left(\frac{t_n}{i_{\text{стр}}}\right)^2}, \quad (3.26)$$

где  $i_{\text{стр}} = \sqrt{\frac{I_{\text{стр}}}{F_{\text{стр}}}}$  – радиус инерции стрингера;

$I_{\text{стр}}$  – минимальный собственный момент инерции сечения стрингера;

$F_{\text{стр}}$  – площадь сечения стрингера.

Величину критических нормальных напряжений местной потери устойчивости полок стрингера можно определить по формуле, считая полки пластинами:

$$\sigma_{\text{кр.стр}}^{\text{мест}} = k_{\sigma} \frac{\pi^2 E_{\text{стр}}}{12(1-\mu^2)} \left(\frac{\delta_{\text{стр}}}{b_{\text{стр}}}\right)^2, \quad (3.27)$$

где  $\delta_{\text{стр}}$  – толщина полки стрингера;

$b_{\text{стр}}$  – ширина полки стрингера.

На местную потерю устойчивости должны быть проверены все полки стрингера как соединенные с обшивкой, так и свободные. При этом коэффициент  $k_{\sigma}$  нужно выбирать, учитывая условия опирания. В первом приближении

можно принять, что  $k_{\sigma} = 0,9$ , если полка имеет свободный край (элементы № 1, 3 на рис. 3.15), а если полка не имеет свободного края, то  $k_{\sigma} = 4,0$  (элемент № 2 на рис. 3.15).

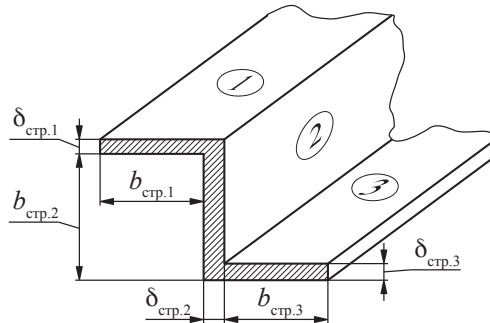


Рис. 3.15. К определению местной потери устойчивости полки стрингера

Следует помнить о том, что, если критические напряжения, рассчитанные по формулам (3.26) и (3.27) превосходят предел пропорциональности  $\sigma_{пц}$ , то необходимо выполнить их пересчет по формуле (3.19).

В качестве напряжений, подставляемых в формулу (3.17) для расчета приведенной ширины полоски обшивки  $b_{об.пр}$ , берутся наименьшие из  $\sigma_{кр.стр}^{общ}$  и  $\sigma_{кр.стр}^{мест}$ .

Итак, теперь имеются все необходимые данные для расчета приведенной ширины полоски обшивки  $b_{об.пр}$  по формуле (3.17).

Таким образом, в результате проведенных расчетов получена конфигурация условного элемента панели (рис. 3.16).

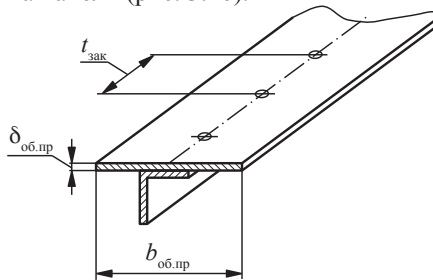


Рис. 3.16. Условный элемент панели

Теперь следует убедиться в его прочности. Для этого необходимо исследовать его на общую и местную потерю устойчивости, используя те же подходы, что и при исследовании устойчивости изолированного стрингера. Перед этим, однако, необходимо убедиться в том, что полоска обшивки действительно работает вместе со стрингером. Для этого она не должна терять устойчивость между

заклепками, которыми она соединена со стрингером. Условием этого будет следующее неравенство:

$$\frac{\pi^2 E_{об}}{\left(\frac{t_{зак} - d_{зак}}{i_{об}}\right)^2} > \sigma_{кр.стр}, \quad (3.28)$$

где  $t_{зак}$  – шаг заклепок (рис. 3.16);

$d_{зак}$  – диаметр заклепок;

$i_{об} = \frac{\delta_{об}}{\sqrt{12}}$  – радиус инерции сечения полосы обшивки (прямоугольник).

Таким образом, условием прочности панели при ее работе на сжатие и сдвиг будет неравенство:

$$\sigma_{yz} \leq \min(\sigma_{кр.уз}^{общ}, \sigma_{кр.уз}^{мест}), \quad (3.29)$$

где  $\sigma_{yz}$  – нормальные напряжения, действующие в условном элементе панели, определенные по формуле (3.5);

$\sigma_{кр.уз}^{общ}$  и  $\sigma_{кр.уз}^{мест}$  – критические нормальные напряжения общей и местной потери устойчивости условного элемента соответственно.

### Расчет стенок лонжеронов

Как уже отмечалось выше, стенки лонжеронов воспринимают поперечную силу  $Q_y$  и участвуют в восприятии крутящего момента  $M_z$ , образуя вместе с обшивкой контур крыла. Поперечная сила  $Q_y$  распределяется между лонжеронами пропорционально их жесткостям на изгиб:

$$Q_{y,j} = Q_y \frac{(EI_x)_j}{\sum_j (EI_x)_j}, \quad (3.30)$$

где  $(EI_x)_j$  – изгибная жесткость  $j$ -го лонжерона.

От действия поперечной силы в стенке лонжерона возникнет поток касательных сил:

$$q_{Qyj} = \frac{Q_{y,j}}{H_j}, \quad (3.31)$$

где  $H_j$  – высота стенки  $j$ -го лонжерона.

От крутящего момента в стенках лонжеронов также возникнет поток касательных сил  $q_{Mz}$ , рассчитанный ранее по формуле (3.6).

Суммарный поток касательных сил в стенках лонжеронов будет равен:

$$q_j = q_{Qyj} \pm q_{Mz}. \quad (3.32)$$

Знак « $\pm$ » в формуле (3.32) говорит о том, что необходимо учитывать взаимные направления потоков  $q_{Qyj}$  и  $q_{Mz}$ .

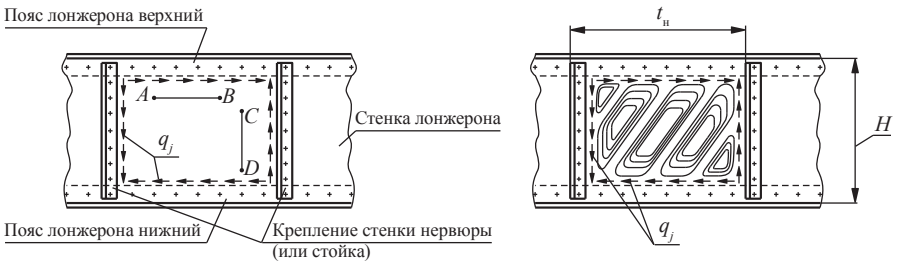
Действующие (расчетные) касательные напряжения в стенках лонжеронов будут равны:



$$\tau_j = \frac{q_j}{\delta_j}, \quad (3.33)$$

где  $\delta_j$  – толщина стенки  $j$ -го лонжерона.

При работе стенки лонжерона на сдвиг может произойти ее чистый срез по линиям  $AB$  или  $CD$  (рис. 3.17а), если действующие касательные напряжения  $\tau_j$  превысят  $\tau_v$ . Но если стенка достаточно тонкая, что обычно и бывает, то раньше произойдет потеря устойчивости стенки, которая при превышении критических напряжений  $\tau_{кр.ст}$  деформируется, образовав волнообразную поверхность (рис. 3.17б). Данное явление было подробно рассмотрено в дисциплине «Динамика и прочность авиационных конструкций» в разделе, посвященном статической устойчивости пластин [5].



а) чистый срез стенки по линиям  $AB$  или  $CD$

б) потеря устойчивости стенки

Рис. 3.17. Срез и потеря устойчивости стенки при ее работе на сдвиг

Потеря устойчивости стенки значительно снижает ее возможности по восприятию нагрузок, что может привести к разрушению конструкции. В связи с этим допускать потерю устойчивости стенки лонжерона, как и других элементов конструкции самолета, нецелесообразно. Поэтому за разрушающие напряжения следует принять критические напряжения потери устойчивости участка стенки лонжерона, ограниченного двумя соседними нервюрами. Критические напряжения можно определить по формуле, аналогичной (3.21):

$$\tau_{кр.ст} = k_\tau \frac{\pi^2 E_{ст}}{12(1-\mu^2)} \left( \frac{\delta_{ст}}{t_{мин}} \right)^2, \quad (3.34)$$

где  $k_\tau = 5,34 + 4 \left( \frac{t_{мин}}{t_{макс}} \right)^2$ ;

$t_{мин}$  – наименьший размер из двух:  $t_n$  или  $H$ ;

$t_{макс}$  – наибольший размер из двух:  $t_n$  или  $H$ ;

$E_{ст}$  – модуль упругости материала стенки;

$\delta_{ст}$  – толщина стенки.

Иногда для повышения жесткости стенки на ней между нервюрами устанавливаются стойки – ребра жесткости, как правило углового поперечного сечения. Тогда вместо шага нервюр в формуле (3.34) нужно брать шаг стоек.

Необходимо напомнить, что в случае, если  $\tau_{кр.ст} > \tau_{плц}$ , то нужно выполнить пересчет по формуле, аналогичной (3.23):

$$\tau_{кр.ст}^* = \tau_v \frac{1 + \vartheta}{1 + \vartheta + \vartheta^2}, \quad (3.35)$$

где  $\vartheta = \frac{\tau_v}{\tau_{кр.ст}}$ .

При сильном искривлении крыла от действия изгибающего момента следует также учитывать сжатие стенки лонжерона, которое при этом возникает, как в случае с нагружением стенок нервюр (рис. 3.6). В этом случае стенка лонжерона будет одновременно работать на сдвиг и сжатие.

### Расчет нервюр

Основной нагрузкой при расчете нормальных нервюр на прочность является аэродинамическая нагрузка, воспринимаемая нервюрой с полосу крыла шириной  $\Delta z$  (рис. 3.18).

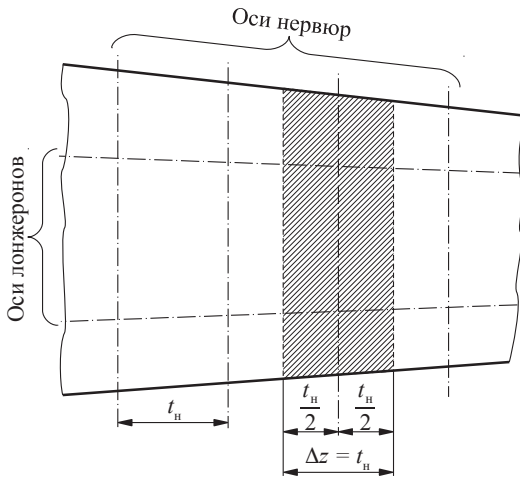


Рис. 3.18. К определению нагрузки на нервюру

Для того, чтобы в первом приближении рассчитать аэродинамическую силу, действующую на нервюру  $\Delta Y$ , можно расчетную погонную аэродинамическую нагрузку  $q_{аэр}^p$  в рассматриваемом сечении крыла умножить на  $\Delta z$ . При этом в качестве  $\Delta z$  нужно взять величину шага нервюр  $t_n$ :

$$\Delta Y = q_{аэр}^p \Delta z = q_{аэр}^p t_n. \quad (3.36)$$

Чтобы из аэродинамической силы  $\Delta Y$  получить нагрузку на нервюру, распределенную по хорде крыла  $\Delta q_n$ , используют кривые распределения давления по нижней и верхней поверхностям крыла.

При расчете на прочность нервюры рассматривается как балка, состоящая из поясов и стенки, упруго опертая на лонжероны и обшивку [10].

В данном случае нельзя считать лонжероны абсолютно жесткими опорами. Поэтому считается, что крутящий момент, возникающий из-за несовпадения центров жесткости и давления крыла, воспринимается не парой сил реакции на лонжеронах, а замкнутым контуром, образованным стенками лонжеронов и панелями крыла, т.к. этот замкнутый контур гораздо жестче при восприятии кручения, чем лонжероны.

Таким образом, при расчете нервюры принимается, что аэродинамическая нагрузка  $\Delta q_n$  уравнивается реакциями в стенках лонжеронов  $\Delta Q_{y1,2}$ , которые пропорциональны жесткостям лонжеронов на изгиб (формула (3.1)). Крутящий же момент  $\Delta M_z$ , приходящийся на нервюру, уравнивается потоком касательных сил в замкнутом контуре, образованном обшивкой и стенками лонжеронов крыла  $\Delta q_{Mz}$  (формула (3.6)). Отметим, что для крыла момент  $\Delta M_z$  является крутящим, для нервюры же он будет изгибающим.

Построим эпюры поперечных сил и изгибающих моментов, действующих на нервюру (рис. 3.19).

Запишем общие формулы для расчета силовых факторов, действующих в сечении нервюры. Отметим, что эпюры от действия нагрузок  $\Delta q_n$ , воспринимаемых лонжеронами, и от нагрузок, воспринимаемых замкнутым контуром  $\Delta q_{Mz}$ , строятся отдельно, т.к. при их суммировании правило интегрирования эпюр не применимо.

Поперечная сила от действия  $\Delta q_n$ :

$$Q_{yq_n} = \int_0^x \Delta q_n dx - \Delta Q_{y1} - \Delta Q_{y2}, \quad (3.37)$$

где  $x$  – текущая координата сечения.

Изгибающий момент от действия  $\Delta q_n$ :

$$M_{q_n} = \int_0^x Q_{yq_n} dx - \Delta Q_{y1}(x_1 - x) - \Delta Q_{y2}(x_2 - x), \quad (3.38)$$

где  $x_1, x_2$  – координаты 1-го и 2-го лонжеронов соответственно.

Поток касательных сил в замкнутом контуре получим по формуле Бредта [5]:

$$\Delta q_{Mz} = \frac{\Delta M_z}{2\omega}, \quad (3.39)$$

где  $\omega$  – площадь замкнутого контура (рис. 3.19).

Поперечная сила от действия  $\Delta q_{Mz}$ :

$$Q_{yq_{Mz}} = \Delta q_{Mz} H(x), \quad (3.40)$$

где  $H(x)$  – текущая высота сечения.

Изгибающий момент от действия  $\Delta q_{Mz}$ :

$$M_{qMz} = 2 \Delta q_{Mz} \omega(x), \quad (3.41)$$

где  $\omega(x)$  – текущая площадь контура от 1-го лонжерона до рассматриваемого сечения.

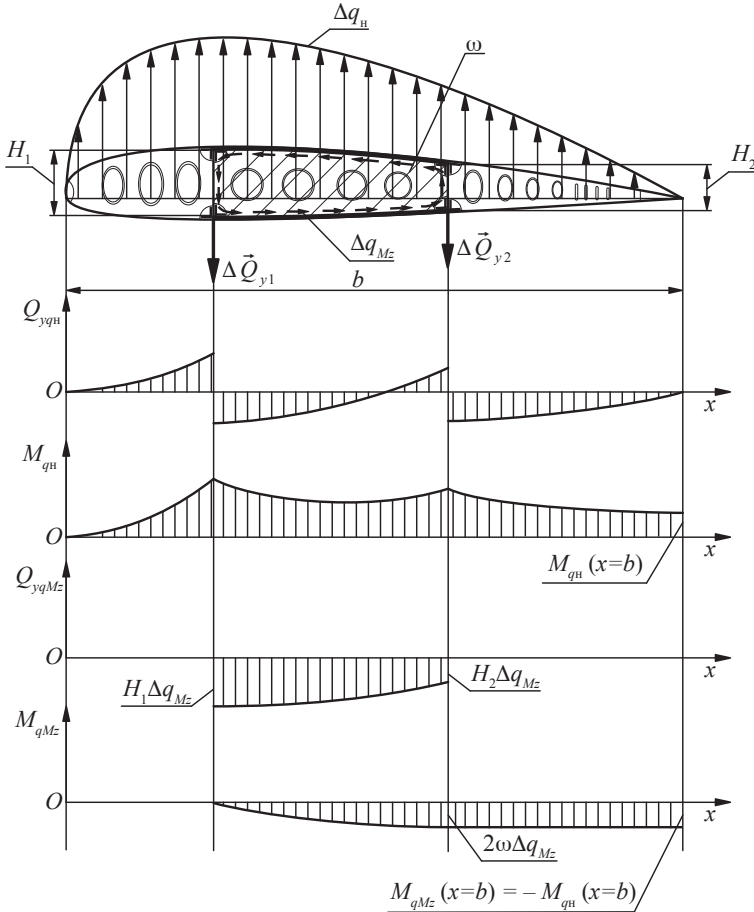


Рис. 3.19. Эпюры поперечных сил и изгибающих моментов, действующих на нормальную нервюру

Как отмечалось выше, нормальные нервюры работают также на сжатие при изгибе крыла (рис. 3.6). Нагрузки при этом могут быть весьма значительными. Поэтому при расчете стенки нервюры необходимо учитывать не только ее

работу на сдвиг от действия  $Q_{y q_n}$  и  $Q_{y q_{Mz}}$ , но и на сжатие от  $q_{сж.в}$  и  $q_{р.в}$ . При этом пояса нервюры будут работать на растяжение-сжатие от действия  $M_{q_n}$  и  $M_{q_{Mz}}$ , а также догружаться растяжением-сжатием при изгибе крыла: в растянутой зоне крыла пояса нервюры будут догружаться сжатием, в сжатой зоне крыла – растяжением [12].

Теперь рассмотрим расчет на прочность у с и л е н н ы х нервю р, которые, как это было отмечено выше, помимо восприятия аэродинамической нагрузки предназначены для восприятия сосредоточенных нагрузок, окантовки вырезов в крыле, трансформации крутящего момента в пару сосредоточенных сил на стыковочных узлах частей крыла и для других целей.

Рассмотрим в качестве примера работу усиленной нервюры в месте установки кронштейна навески элерона (рис. 3.20). Поскольку аэродинамическая нагрузка значительно меньше действующих на усиленную нервюру сосредоточенных сил, то при приближенном расчете ею можно пренебречь. Будем, как и ранее, считать, что нагрузки воспринимаются только силовой (межлонжеронной) частью крыла, а кронштейн навески элерона соединен с поясами и стенкой нервюры.

Пусть на кронштейн действует нагрузка  $P_3$  от элерона. Она распределится между стенками лонжеронов пропорционально жесткостям лонжеронов на изгиб и вызовет в 1-м лонжероне поперечную силу  $Q_{y1}$ , а во 2-м лонжероне –  $Q_{y2}$ . Очевидно, что сила  $P_3$  приложена не в центре жесткости крыла. Поэтому возникнет крутящий момент крыла, который будет изгибающим для нервюры. Его можно вычислить относительно любой точки, например, относительно точки приложения силы  $P_3$ :

$$M_z = Q_{y1}(b+a) + Q_{y2}a. \quad (3.42)$$

Поток касательных сил от кручения найдем по формуле:

$$q_{Mz} = \frac{M_z}{2\omega}, \quad (3.43)$$

где  $\omega$  – площадь контура, работающего на кручение (рис. 3.20).

Формулы для построения эпюр приводить не будем, т.к. они очевидны.

Из вышеизложенного следует, что нервюра работает как тонкостенная балка на поперечный изгиб в своей плоскости, при этом ее пояса работают на растяжение-сжатие, а стенка – на сдвиг и при искривлении крыла под действием изгибающего момента – на сжатие. В соответствии с этим дальнейший расчет на прочность стенки нервюры аналогичен расчету стенки лонжерона, а расчет поясов нервюры – расчету условных элементов в составе панели. При этом следует учесть, что как в случае с лонжеронами, так и с нервюрами, их поясам общая потеря устойчивости не грозит, т.к. они подкреплены в двух плоскостях стенками и обшивкой соответственно. Таким образом, их необходимо проверить только на местную потерю устойчивости.

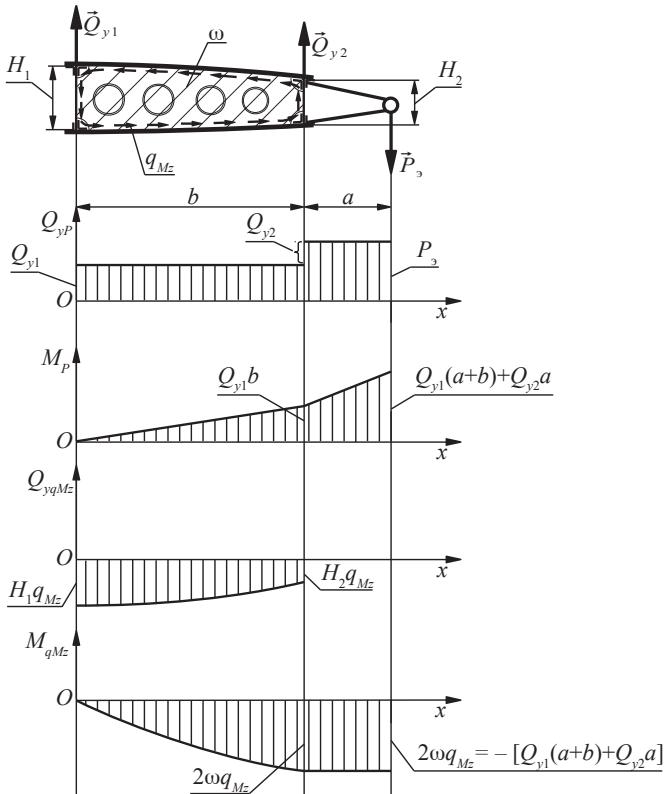


Рис. 3.20. Эпюры поперечных сил и изгибающих моментов, действующих на усиленную нервюру навески элерона

### 3.3. Варианты конструктивного исполнения силовых элементов крыла

#### Панели

Как было сказано выше, панели крыла состоят из обшивки и продольных элементов. Такую конструкцию можно назвать классической. Это так называемые сборные (или составные) панели. Обшивка в таких панелях чаще всего листовая. Наиболее распространенной является обшивка из алюминиевых сплавов (дюралюминий – Д16, высокопрочный сплав В95), а для сильно нагреваемых частей планера сверхзвуковых самолетов и в зоне реактивной струи двигателя – из стали или титановых сплавов (например, ВТ20). Для изготовления обшивки применяются также композиционные материалы – стеклопластики, углепластики, боропластики. На легких самолетах в качестве обшивки может использоваться специальная ткань, но в этом случае понятие

«панель» не применимо, а обшивка является самостоятельным элементом конструкции.

Для повышения антикоррозионной стойкости металлической обшивки применяют анодирование и лакокрасочные покрытия.

Толщина металлической обшивки может быть от десятых долей миллиметра до 10 мм и более. Она выполняется из листов, которые в целях уменьшения массы крыла подвергаются механическому или химическому фрезерованию для придания им переменной толщины по размаху крыла, поскольку у конца крыла толщина обшивки может быть меньше, чем у корня при сохранении прочности.

Раскрой листов обшивки осуществляется таким образом, чтобы их стыки проходили по силовым элементам каркаса: поперечные – по поясам нервюр, продольные – по поясам лонжеронов и стрингерам (рис. 3.21).

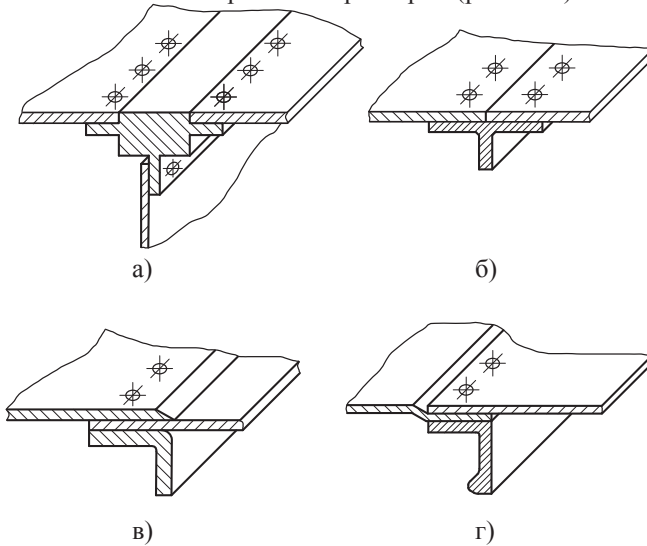


Рис. 3.21. Варианты стыков листов обшивки

Листы обшивки соединяют встык (рис. 3.21а и 3.21б) или внахлестку (рис. 3.21в, 3.21г). Осуществляется это, как правило, заклепками с потайными головками. Для повышения ресурса конструкции применяют клееклепанные соединения. Применение клея уменьшает нагрузку, передаваемую заклепочным соединением, что повышает усталостную долговечность конструкции. Используются также чисто клеевые, а также сварные и клеесварные соединения.

В конструкции крыла также часто применяются монолитные панели. У таких панелей обшивка изготавливается совместно с продольным, а иногда и поперечным силовым набором (рис. 3.22).

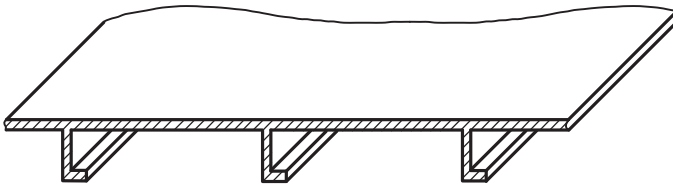


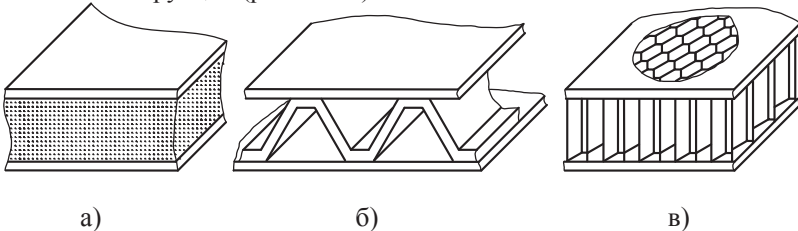
Рис. 3.22. Монолитная панель

Для изготовления монолитных панелей применяют механическое и химическое фрезерование, прессование, прокатку, горячую штамповку, литье.

Применение монолитных панелей дает возможность по сравнению со сборными панелями уменьшить массу крыла за счет сокращения соединительных элементов, снизить трудоемкость изготовления за счет применения высокопроизводительных производственных процессов, обеспечить высокую герметичность, повысить качество внешней поверхности крыла, а также повысить усталостную долговечность конструкции за счет уменьшения количества концентраторов напряжений, но вместе с тем в таких панелях опасность распространения усталостных трещин существенно выше, чем в сборных. Кроме того, изготовление монолитных панелей требует сложного высокоточного дорогостоящего оборудования (штампов, станков с ЧПУ, форм для литья и т.п.), что выгодно только при больших сериях.

Во вспомогательных конструкциях крыла широко применяются многослойные панели. Такие панели состоят, как правило, из двух внешних слоев и промежуточного заполнителя, который связывает внешние слои, образуя трехслойную панель.

Внешние слои изготавливаются из металлических листов, стекло- или углепластиков. Заполнитель бывает пористой (рис. 3.23а), гофрированной (рис. 3.23б) или сотовой конструкции (рис. 3.23в).



а)

б)

в)

Рис. 3.23. Варианты конструкции многослойной обшивки

В качестве пористого заполнителя используют пенопласт, пробку и др. подобные материалы. С внешними слоями пористый заполнитель соединяется с помощью клея.



Гофровый наполнитель чаще всего делают из свариваемых материалов, что дает возможность присоединять его к внешним слоям точечной или роликовой сваркой.

Сотовый наполнитель изготавливают из стеклоткани, специальной бумаги («Номекс»), а также из алюминиевых, стальных и титановых сплавов. Для соединения сот с внешними слоями используют пайку, сварку, склейку.

Трехслойные конструкции обладают рядом достоинств, важнейшим из которых являются высокие значения критических напряжений потери устойчивости внешних слоев при работе на сжатие и сдвиг из-за эффективного их подкрепления наполнителем. Трехслойная панель обладает также высокой жесткостью на изгиб, благодаря разнесению внешних слоев на значительное расстояние от нейтральной оси за счет наполнителя. При нагружении панели силой, перпендикулярной ее плоскости, наполнитель воспринимает поперечную силу, а внешние слои работают на растяжение-сжатие. Работа трехслойной панели похожа в этом случае на работу двухпоясной балки. Все это позволяет увеличить шаг нервюр и стрингеров, что способствует повышению эксплуатационной технологичности, т.к. повышает доступность обслуживаемых агрегатов, расположенных в крыле.

Трехслойные панели обладают также рядом других полезных свойств. Они позволяют получить высокое качество поверхности, обладают высокой усталостной долговечностью, в том числе в условиях виброакустического нагружения, из-за отсутствия концентраторов напряжений и высоких собственных частот колебаний элементов панели, имеют хорошие тепло- и звукоизолирующие свойства. Кроме того, они обладают высокой производственной технологичностью и возможностью полной автоматизации процесса изготовления.

К недостаткам трехслойных панелей следует отнести: необходимость применения сложных и дорогостоящих станков-автоматов и специального оборудования для склейки, пайки или сварки; обязательное согласование между собой, а значит, ограничение перечня материалов, применяемых для изготовления наполнителя и внешних слоев; необходимость защиты внутренней полости панели от попадания или накопления влаги; сложность ремонта панели.

Кроме того, небольшая местная прочность при сжатии наполнителя заставляет в местах приложения сосредоточенных нагрузок устанавливать специальные вкладыши или втулки из металла или пластмасс (рис. 3.24а), края панели должны быть окантованы жесткими элементами для предохранения наполнителя и обеспечения стыка панелей между собой и силовыми элементами каркаса (рис. 3.24б, 3.24в, 3.24г).

В силовых частях крыла такие панели, как правило, не применяются, т.к. при больших нагрузках они проигрывают в весовом отношении стрингерным панелям (как сборным, так и монолитным).

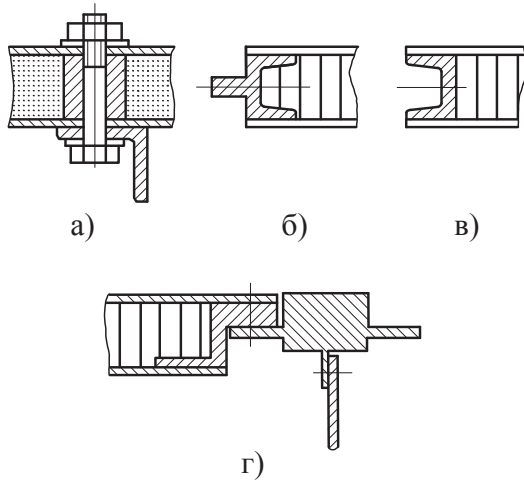


Рис. 3.24. Варианты конструктивного исполнения законцовок и узлов соединения трехслойных панелей

Стрингеры изготавливаются обычно из дюралюминиевых прессованных (рис. 3.25а, 3.25б) или гнутых (рис. 3.25в, 3.25г) профилей, а также из композиционных материалов.

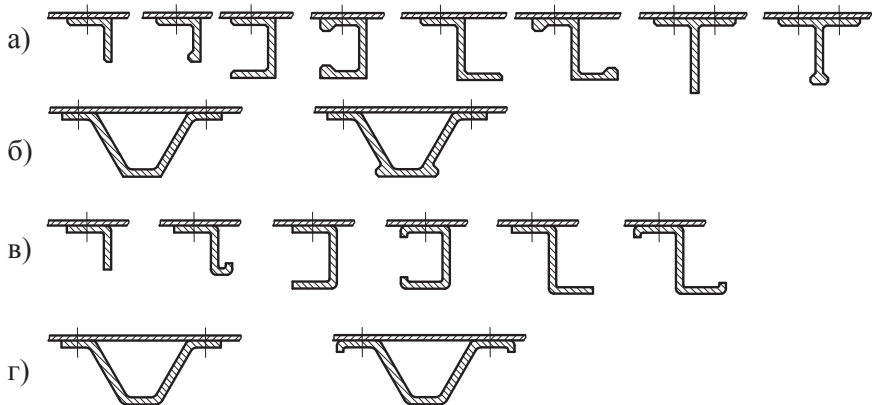


Рис. 3.25. Профили, используемые для изготовления стрингеров

Приведенные на рис. 3.25 профили могут использоваться не только для изготовления стрингеров, но и в качестве поясов лонжеронов, нервюр и шпангоутов, а также стоек, подкрепляющих их стенки.

Для увеличения критических напряжений местной потери устойчивости полок стрингера, имеющих свободный край, на прессованных профилях делают утолщения – бульбы, а на гнутых профилях – отгибы.

Гнутые профили чаще используются там, где используется сравнительно тонкая обшивка, имеющая кривизну. Такие профили лучше прилегают к обшивке, обеспечивая гладкую поверхность панели. Прессованные профили обычно применяют в сильно нагруженных панелях с толстой обшивкой.

Профили, изображенные на рис. 3.25б и 3.25г, при присоединении к обшивке образуют замкнутый контур, что повышает критические напряжения как общей, так и местной потери устойчивости стрингера. Но в этом случае в закрытой полости может скапливаться влага и развиваться коррозия.

### Лонжероны и продольные стенки

Лонжероны бывают балочной или ферменной конструкции. Лонжерон способен самостоятельно работать на поперечный изгиб в своей плоскости. Количество и расположение лонжеронов в крыле зависит от компоновочных особенностей и размеров самолета. Лонжероны могут быть изготовлены как из металлических сплавов, так и из композиционных материалов.

Лонжерон является балочным, если для восприятия поперечной силы в нем служит стенка, и ферменным, если для этой цели используются стержни, связывающие пояса лонжерона. Чаще всего в современных самолетах используются лонжероны балочного типа.

Балочные лонжероны могут иметь сборную (рис. 3.26а, 3.26б) или монолитную конструкцию (рис. 3.26в).

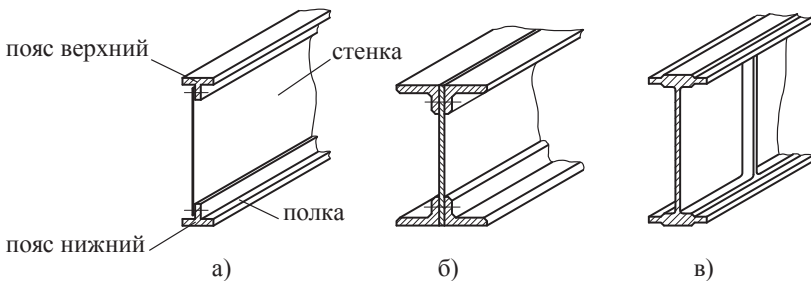


Рис. 3.26. Варианты конструкции балочных лонжеронов

Пояса лонжеронов чаще выполняются из высокопрочных сталей или алюминиевых сплавов. Обычно применяются прессованные профили. При выборе формы сечения пояса руководствуются задачей получения максимального момента инерции лонжерона, обеспечения высоких значений критических напряжений местной потери устойчивости полок, простотой изготовления, удобством

крепления обшивки и стенки. Отметим, что общая потеря устойчивости поясом лонжерона практически исключена, т.к. он подкреплен в двух плоскостях жесткими в своей плоскости обшивкой и стенкой.

Стенки лонжеронов чаще всего выполняются из листа. Иногда их подкрепляют стойками (рис. 3.27) для повышения критических напряжений потери устойчивости при работе на сдвиг и сжатие. Кроме того, стойки, как и стенка, работают на сжатие при изгибе лонжерона. Стойки изготавливаются из профилей, как правило, уголкового сечения.

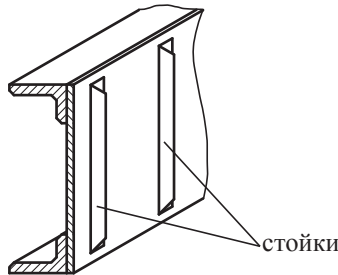


Рис. 3.27. Расположение стоек на стенке лонжерона

Помимо стоек для подкрепления стенки от потери устойчивости при сдвиге в ней делают зиги (рис. 3.28, сечение  $A - A$ ). Если в стенке необходимо сделать отверстие, например, для проводки управления или облегчения конструкции, то его края отбортовывают (рис. 3.28, сечение  $B - B$ ), повышая жесткость стенки и снижая концентрацию напряжений.

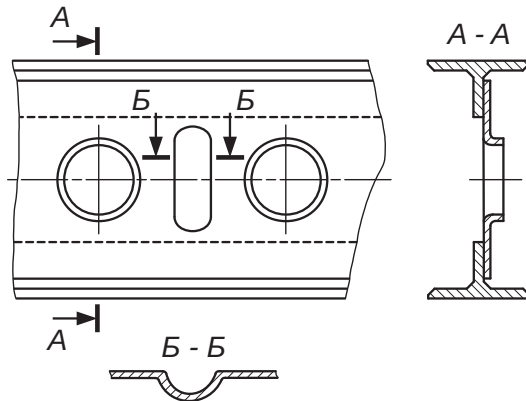


Рис. 3.28. Конструктивные мероприятия по повышению жесткости стенки

Стенка лонжерона может также изготавливаться в виде гофра с целью исключения из конструкции стоек (рис. 3.29а) или иметь многослойную конструкцию (рис. 3.29б).

В конструкции лонжерона стенка может быть двойной (рис. 3.29в). Такая конструкция обладает повышенной надежностью и живучестью, если каждая из стенок обеспечивает восприятие полной нагрузки. Кроме того, разнесенные стенки придают лонжерону жесткость на кручение, образуя с поясами замкнутый контур, что может быть использовано в однолонжеронных конструкциях, например, в конструкции подвижных частей крыла и оперения.

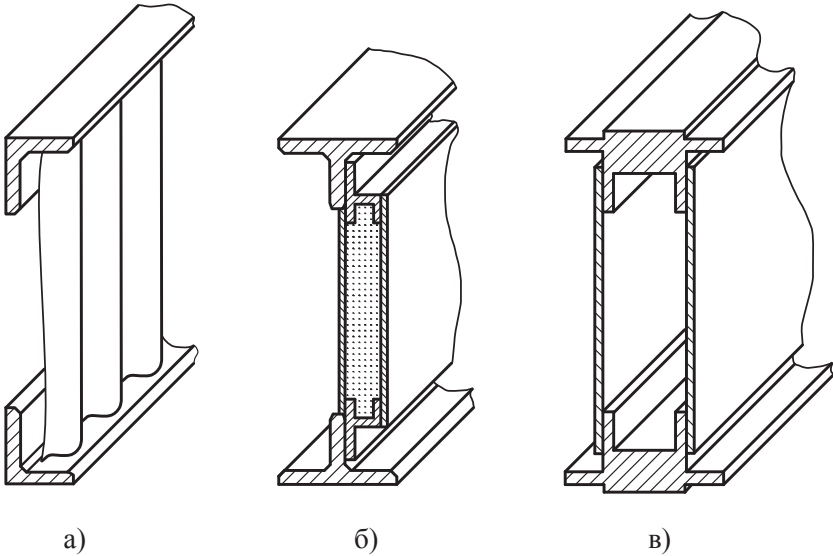


Рис. 3.29. Варианты конструктивного исполнения стенки лонжерона

Ферменные лонжероны, как и любая ферма, состоят из стержней, соединенных друг с другом в узлах. Такие лонжероны изготавливаются из стальных или дюралюминиевых профилей, труб (хотя могут быть изготовлены и из композиционных материалов) и имеют пояса, раскосы, стойки и другие элементы (рис. 3.30), которые соединяются друг с другом с помощью сварки, болтовых соединений или заклепок.

Пояса ферменных лонжеронов также, как и балочных, работая на растяжение-сжатие, воспринимают осевые силы, возникающие от действия изгибающего момента крыла, а стойки и раскосы растяжением-сжатием воспринимают поперечную силу.

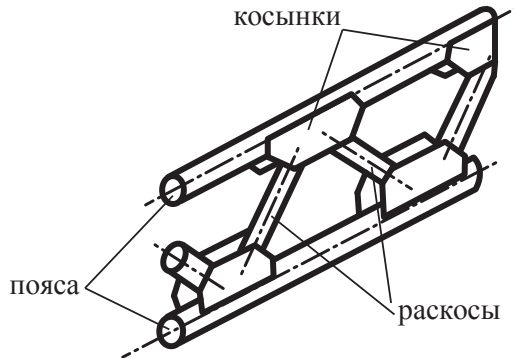


Рис. 3.30. Конструкция ферменного лонжерона из трубчатых стержней

При расчете ферменный лонжерон представляется как стержневая система с шарнирными узлами. Оси стержней фермы в узлах соединения должны пересекаться в одной точке для того, чтобы исключить появление местных изгибающих моментов, догружающих конструкцию и приводящих ее, тем самым, к раннему усталостному разрушению. Желательно также раскосы, как элементы более длинные по сравнению со стойками, устанавливать так, чтобы в основных случаях нагружения они работали на растяжение, а не на сжатие, поскольку, чем стержень длиннее, тем он хуже работает на сжатие, раньше теряя устойчивость.

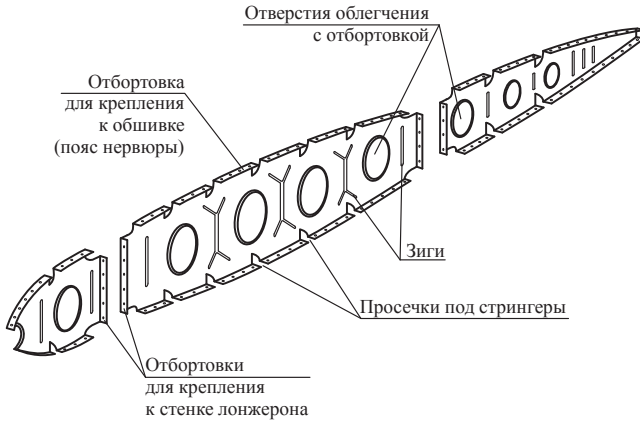
Ферменные лонжероны выигрывают в весовом отношении у балочных, когда крыло имеет достаточную строительную высоту при относительно небольших нагрузках. Но высокие скорости полета современных самолетов требуют уменьшения толщины профиля крыла. Нагрузки на крыло также растут. Поэтому на современных самолетах ферменные лонжероны применяются редко.

### Нервюры

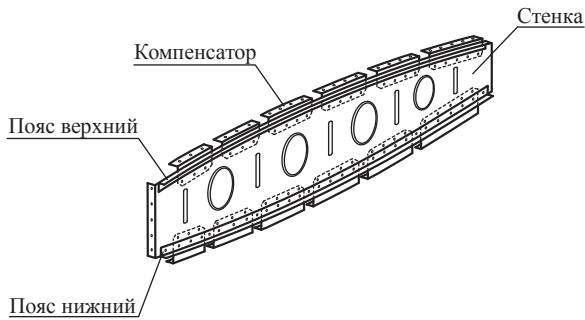
Нервюры, так же как и лонжероны, могут быть балочной или ферменной конструкции.

Балочные нервюры имеют верхний и нижний пояса и связывающую их стенку. При этом, как и у других тонкостенных балок, пояса работают на растяжение-сжатие от действия изгибающего момента, а стенка – на сдвиг от действия поперечной силы. Однако необходимо помнить и о том, что стенки нервюра дополнительно нагружаются сжатием при искривлении крыла под действием изгибающего момента.

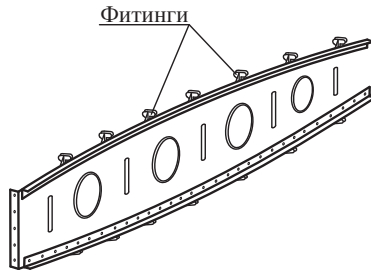
Нормальные нервюры часто изготавливают из листа методом штамповки. При этом пояса получаются за счет отбортовки стенок (рис. 3.31а).



а) штампованная нервюра



б) центральная часть сборной нервюры с креплением панели через компенсаторы



в) центральная часть сборной нервюры с креплением панели через фитинги

Рис. 3.31. Варианты конструктивного исполнения нормальных нервюр

По хорде крыла нервюра обычно разделена лонжеронами на части, которые стыкуются между собой через стенки лонжеронов. При большой строительной высоте стенки нервюр для повышения жесткости подкрепляют стойками или выполняют зиговку. Стенки могут иметь отверстия для облегчения конструкции или обеспечения прохода трубопроводов и различных коммуникаций, а также могут иметь технологические люки и люки-лазы. Отверстия при этом, как и в лонжероне, отбортовывают для повышения жесткости стенки. Для прохода стрингеров в стенках и поясах нормальных нервюр делают вырезы (просечки).

Нервюры могут быть и сборной конструкции. В этом случае пояса нервюры могут быть изготовлены из отдельных профилей, форма поперечного сечения которых выбирается исходя из нагрузок и технологических соображений. При этом для прохождения стрингеров пояса не разрезают, а размещают их в другой плоскости (верхний пояс – ниже верхних стрингеров, а нижний пояс – выше нижних стрингеров). Стенку же нервюры связывают с обшивкой панели с помощью компенсаторов (рис. 3.31б). Иногда нервюру с панелями связывают с помощью фитингов, соединяющих нервюру со стрингерами панели (рис. 3.31в).

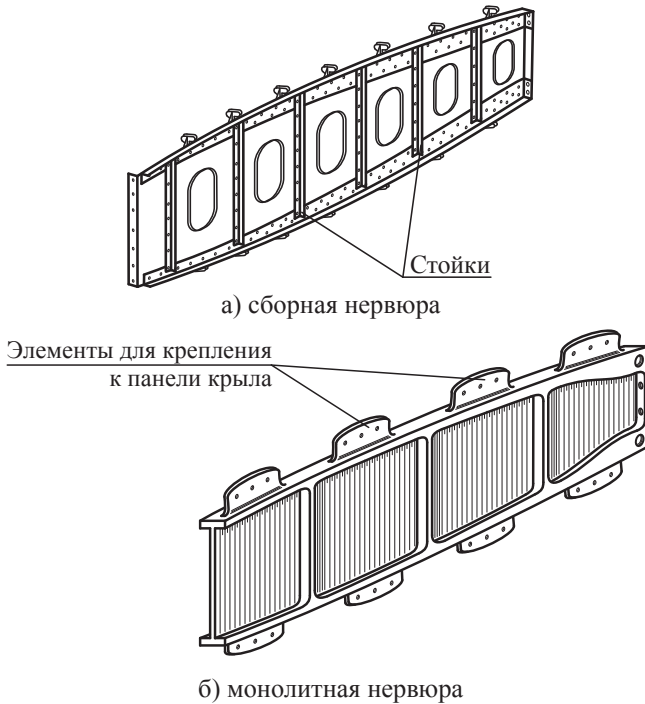


Рис. 3.32. Варианты конструктивного исполнения усиленной нервюры



Усиленные нервюры отличаются большей площадью поперечного сечения поясов, более толстыми стенками (часто без отверстий), подкрепленными стойками (рис. 3.32а).

Иногда усиленные нервюры делают монолитными, т.е. пояса, стенка, стойки и другие элементы нервюры являются единым целым (рис. 3.32б).

### 3.4. Конструктивно-силовые схемы крыльев

Конструктивно-силовая схема (КСС) – это принципиальная схема расположения основных силовых элементов конструкции самолета или его частей (например, крыла, фюзеляжа, оперения и др.), способов восприятия ими силовых факторов и силовой увязки этих элементов между собой.

Основным силовым фактором, действующим в сечении крыла, является изгибающий момент. На его восприятие затрачивается до 50% массы конструкции крыла [7]. По способу восприятия этого силового фактора элементами конструкции крыла различают следующие виды его КСС:

- лонжеронные;
- моноблочные;
- кессонные.

Лонжеронные крылья имеют пояса лонжеронов большой площади поперечного сечения и тонкую обшивку со слабыми стрингерами (рис. 3.33а). В таком крыле изгибающий момент воспринимается в основном растяжением-сжатием поясов лонжеронов. Обшивка же воспринимает практически только крутящий момент, а стрингеры подкрепляют ее от потери устойчивости на сдвиг. Такие крылья чаще всего используются на легких самолетах.

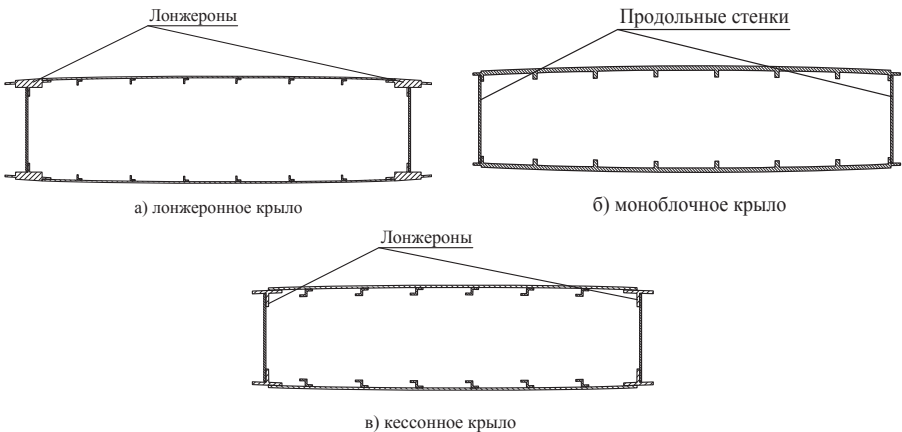


Рис. 3.33. Силовые части крыльев различных конструктивно-силовых схем

Появление моноблочных и кессонных крыльев на определенном этапе развития авиации связано со стремлением уменьшить относительную толщину профиля крыла с целью уменьшения аэродинамического сопротивления на больших скоростях полета, а также с одновременным ростом нагрузок, действующих на крыло. Все это приводит к необходимости увеличения площади поперечных сечений силовых элементов, воспринимающих изгибающий момент крыла, т.к. строительная высота крыла падает, за счет чего осевая нагрузка в продольных силовых элементах и обшивке растет. В этих условиях для создания конструкции наименьшей массы стремятся так распределить по сечению крыла материал силовых элементов, чтобы отнести его как можно дальше от нейтральной оси крыла. Это и приводит к переходу от лонжеронного крыла к моноблочному, имеющему при той же площади поперечного сечения силовых элементов большее расстояние между центрами тяжести их площадей.

Моноблочные крылья в связи с этим имеют панели с толстой обшивкой и стрингерами большой площади поперечного сечения (рис. 3.33б). В таком крыле весь изгибающий момент воспринимается растяжением-сжатием панелей. Лонжероны в моноблочном крыле отсутствуют, а их функции по восприятию поперечной силы и образованию замкнутого контура вместе с панелями для восприятия крутящего момента выполняют продольные стенки.

Кессонные крылья занимают промежуточное положение между лонжеронными и моноблочными. Кессонные крылья, как и моноблочные, имеют толстую обшивку и стрингеры, но пояса лонжеронов все же отличаются от стрингеров большей площадью поперечного сечения (рис. 3.33в). При такой КСС получается рациональнее распределить роли между силовыми элементами в части восприятия силовых факторов и получить вследствие этого наиболее легкую конструкцию, поэтому такие крылья, а не чисто моноблочные, получили наибольшее распространение на самолетах транспортной категории.

### 3.5. Стыковые соединения частей крыла

Отличить лонжеронное крыло от кессонного (моноблочного) легко можно по виду стыкового соединения частей крыла друг с другом, если таковые соединения имеются.

В лонжеронном крыле силовой стык частей крыла производится только по лонжеронам и продольным стенкам (рис. 3.34а и 3.34б). Панели же не стыкуются, а щель между ними закрывается несилевой лентой на винтах для обеспечения обтекаемости.

В кессонном (моноблочном) крыле части крыла стыкуются по всему контуру поперечного сечения (рис. 3.34в). При этом стыкуются как панели, так и стенки лонжеронов.

На рис. 3.35а показано нагружение стыковых узлов лонжеронных крыльев. Для стыка лонжеронов в таком крыле используются так называемые м о -

ментные узлы (рис. 3.35б), т.е. узлы, обеспечивающие передачу изгибающего момента в виде пары сил  $N$ .

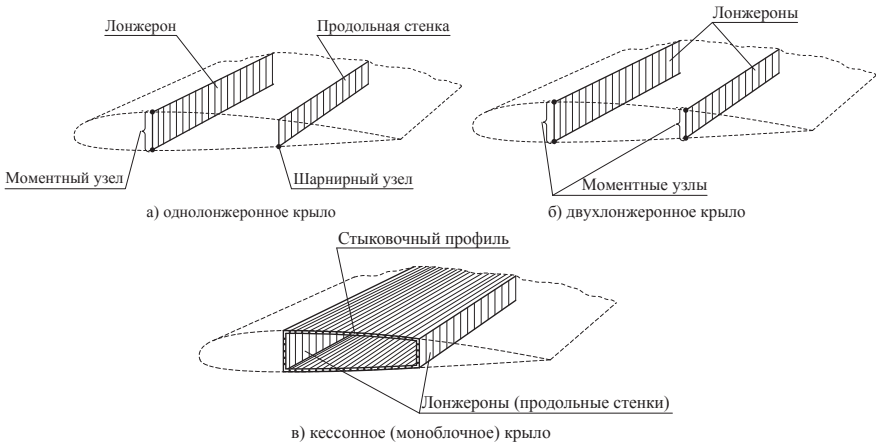


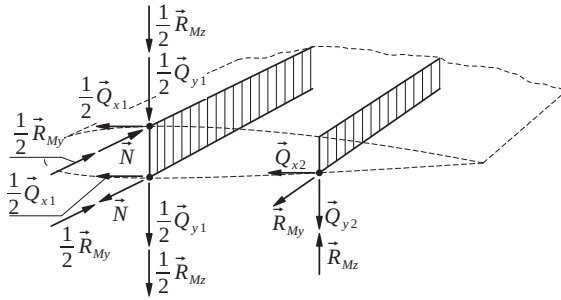
Рис. 3.34. Схемы стыковых соединений крыльев различных конструктивно-силовых схем

Кроме этого, они передают приходящуюся на их долю поперечную силу  $Q_{xy}$  и одну из пары сил  $R_{Mz}$ , возникающих от действия крутящего момента крыла. При расчете таких узлов учитывают также поперечную силу  $Q_{xy}$  и силы  $R_{My}$ , возникающие соответственно вследствие воздействия продольной аэродинамической силы крыла  $X$  и изгибающего момента от нее  $M_y$ .

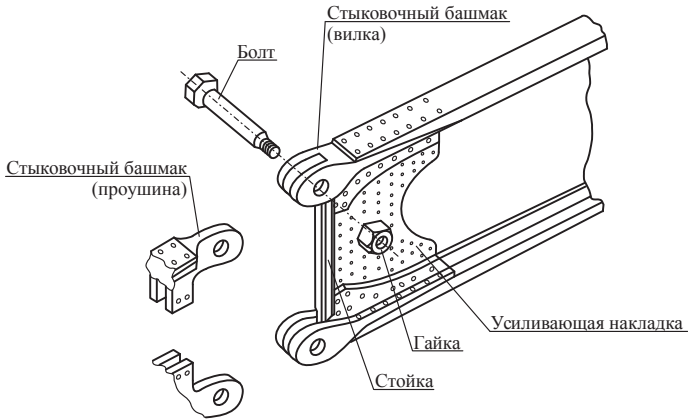
Моментные узлы могут быть сборными или монолитными. Сборные конструкции состоят, как правило, из стыковых башмаков (фитингов) и стоек. Стенка лонжерона может подкрепляться усиливающей накладкой.

Для стыка продольных стенок используют шарнирные узлы (рис. 3.35в), которые могут передавать только силу, а изгибающий момент – не могут. Они используются для передачи поперечных сил  $Q_{xy}$  и  $Q_{xz}$ , а также сил  $R_{Mz}$  и  $R_{My}$ .

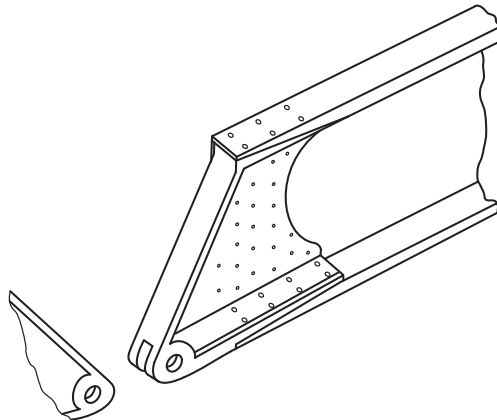
В кессонном (моноблочном) крыле, как указано выше, части крыла стыкуются по всему контуру поперечного сечения. Это делается с помощью многоболтовых соединений (рис. 3.36). Панели стыкуются с помощью специальных стыковых профилей с горизонтальным расположением болтов. Нижние панели иногда стыкуют с помощью стыковых накладок с вертикальным расположением болтов. Стенки лонжеронов стыкуются с помощью стыковых стоек.



а) схема нагружения стыковых узлов



б) моментный узел



в) шарнирный узел

Рис. 3.35. Нагружение и конструкция стыковых узлов лонжеронных крыльев

69

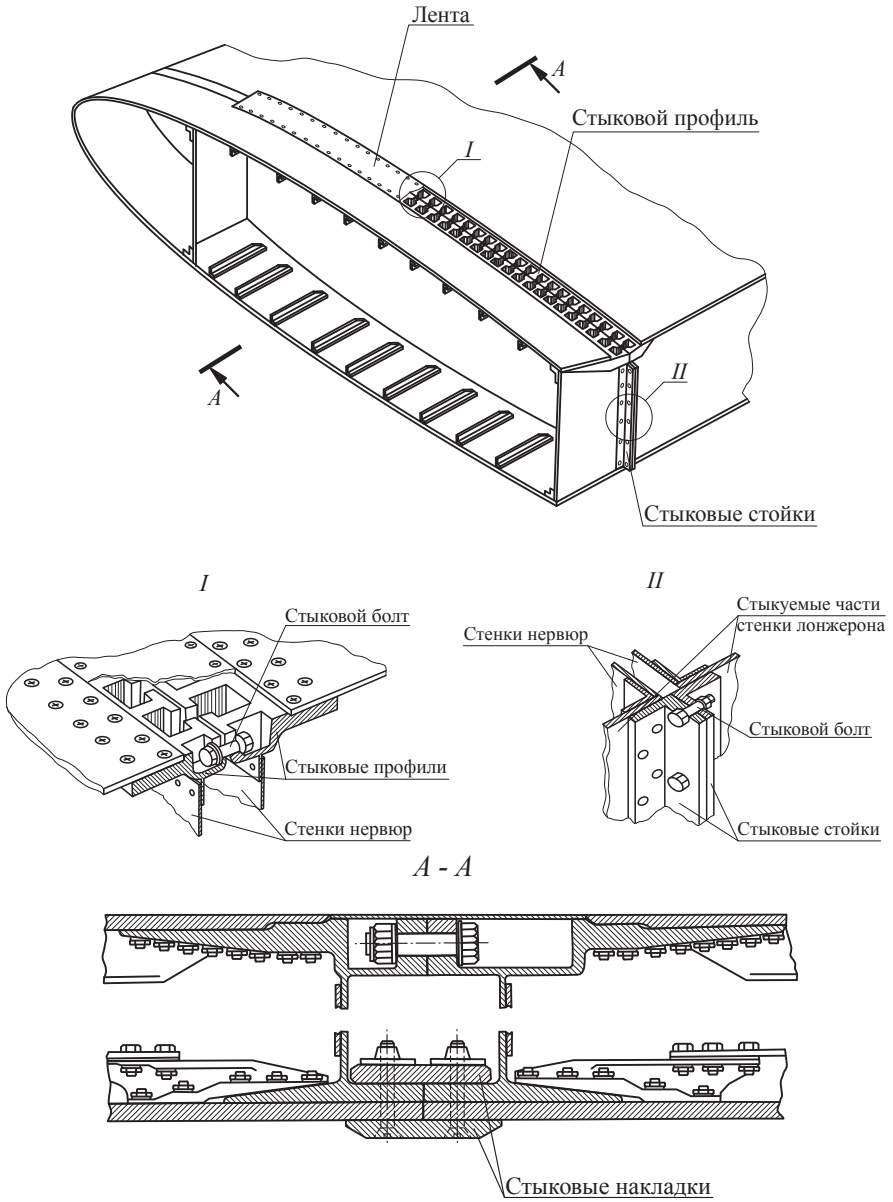


Рис. 3.36. Стык частей кессонного крыла

### 3.6. Конструктивная компенсация вырезов в конструкции крыла

С целью размещения шасси в убранном положении, обеспечения подхода к агрегатам, размещенным в крыле, для проведения их осмотров и технического обслуживания, а также для других целей в конструкции крыла делаются вырезы. Это ведет к нарушению целостности силовых элементов крыла. В связи с этим вырезы в конструкции должны быть каким-то образом скомпенсированы. Это делается с помощью усиления имеющихся или установки новых силовых элементов конструкции.

В лонжеронных крыльях, если вырез мал и не затрагивает элементы каркаса, а обшивка работает практически только на сдвиг от крутящего момента, его окантовывают по контуру жесткой накладкой-рамой и закрывают легко-съемной крышкой на замках. В этом случае сдвиг воспринимается накладкой, а крышка работает только на восприятие приходящейся на нее аэродинамической нагрузки.

Если вырез несколько больше, а крышка в эксплуатации должна сниматься сравнительно редко, то для экономии массы окантовку выреза делают относительно легкой, но крышку делают силовой и устанавливают ее на винтах, чтобы включить ее в работу по восприятию основных силовых факторов.

Большие вырезы, например, на всю ширину межлонжеронной части в связи с нарушением целостности замкнутого контура крыла, работающего на кручение, требуют установки на границах выреза усиленных нервюр, задача которых состоит в преобразовании потока касательных сил от крутящего момента крыла в пару сил на лонжеронах с одной стороны выреза, а затем обратно в поток касательных сил с другой стороны выреза, где контур опять становится замкнутым. При этом лонжероны на протяжении выреза догружаются поперечными силами и изгибающими моментами, поэтому пояса и стенки лонжеронов на этом участке должны быть усилены.

Большие вырезы обычно закрываются легко-съемными крышками на замках или механизированными створками, например, если это ниши шасси. Такие крышки и створки не участвуют в восприятии основных силовых факторов, а воспринимают только приходящуюся на них аэродинамическую нагрузку и передают ее на каркас крыла.

В кессонных (моноблочных) крыльях даже небольшие вырезы приводят к значительному ослаблению конструкции, т.к. панели крыла здесь воспринимают не только крутящий, но и изгибающий момент, поэтому крышки приходится делать силовыми, которые фактически становятся съемными силовыми панелями. Это значительно утяжеляет конструкцию.

Вообще, следует иметь в виду, что чем больше в силовой конструкции крыла вырезов, тем оно тяжелее. В связи с этим агрегаты, которые требуют частых осмотров и технического обслуживания, стараются размещать во вспомогательной части конструкции крыла, где организация вырезов не приводит к

значительному утяжелению конструкции. Кроме того, силовая, межлонжеронная часть конструкции крыла обычно используется для размещения топлива, что делает нецелесообразным размещение в ней агрегатов, не относящихся к топливной системе самолета.

### 3.7. Особенности конструкции стреловидных крыльев

Стреловидные крылья имеют те же силовые элементы и КСС, что и прямые крылья. На участках стреловидного крыла, далеко отстоящих от борта фюзеляжа, конструкция и работа силовых элементов никак не отличается от конструкции и работы силовых элементов прямого крыла. Все особенности конструкции стреловидных крыльев связаны с работой их корневых частей, т.е. частей близко расположенных к фюзеляжу.

Существует множество КСС корневых частей стреловидных крыльев, каждая из которых отличается способом передачи поперечных сил  $Q_{yj}$ , изгибающего  $M_x$  и крутящего  $M_z$  моментов крыла от его консольной части на центроплан и фюзеляж [3, 7]. В настоящее время в конструкции стреловидных крыльев самолетов транспортной категории чаще всего используются схемы, представленные на рис. 3.37. На данном рисунке представлены лонжеронные (рис. 3.37а) и кессонные (рис. 3.37б) крылья с двумя лонжеронами, хотя число лонжеронов может быть другим.

В связи с тем, что в рассматриваемых схемах, как у лонжеронных, так и у кессонных крыльев, продольные силовые элементы у борта фюзеляжа резко изменяют свое направление, требуется установка в этом месте бортовой нервюры (1-2), которая служит для восприятия составляющих изгибающего момента  $(\vec{M}_{x1})_{1-1}$  и  $(\vec{M}_{x2})_{2-2}$ . В лонжеронном крыле бортовая нервюра может принадлежать как конструкции крыла (при наличии центроплана), так и конструкции фюзеляжа.

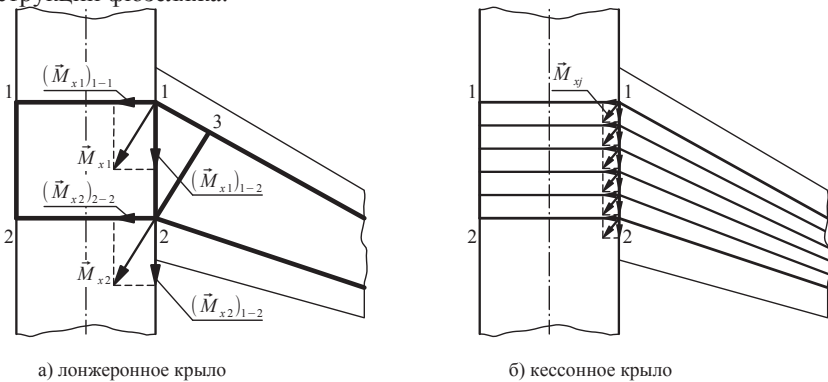


Рис. 3.37. Конструктивно-силовые схемы корневых частей стреловидных крыльев

Лонжеронное крыло должно иметь корневую нервюру (2-3) (рис. 3.37а), которая необходима для трансформации потока касательных сил от крутящего момента крыла  $q_{Mz}$  в пару сил в точках 2 и 3, т.к. обшивка в корневом треугольнике лонжеронного крыла 1-2-3 не может работать на сдвиг от крутящего момента. На рис. 3.38 показана схема уравнивания корневой нервюры 1-2-3, из которой видно, что поток касательных сил  $q_{Mz}$  должен быть уравновешен в сечении бортовой нервюры 1-2 потоком касательных сил  $q_{1-2}$  и распределенной нагрузкой  $q_{\sigma}$ , которая вызывает в обшивке растяжение-сжатие, т.е. нормальные напряжения. Но обшивка в лонжеронном крыле, как следует из его определения, не рассчитана на восприятие значительной растягивающей или сжимающей нагрузки, поэтому распределенная нагрузка  $q_{\sigma}$  не может быть уравновешена.

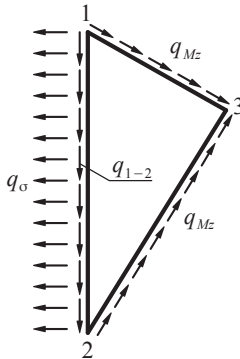


Рис. 3.38. Схема уравнивания корневой нервюры

В кессонном (моноблочном) крыле обшивка толстая, работающая в том числе и на растяжение-сжатие от действия изгибающего момента, поэтому корневую нервюру в таком крыле устанавливать не обязательно.

Еще одна особенность работы продольных силовых элементов стреловидных крыльев заключается в неравномерности нагружения лонжеронов в лонжеронном крыле и панели в кессонном (моноблочном) крыле по ее ширине растяжением-сжатием от действия изгибающего момента. Дело в том, что в стреловидном крыле задний лонжерон короче переднего, поэтому жесткость заднего лонжерона выше, а значит, он при прочих равных условиях будет нагружен сильнее, чем передний. В кессонном (моноблочном) крыле панель в районе заднего лонжерона также сильнее нагружается растяжением-сжатием, чем в районе переднего лонжерона.

Нервюры в стреловидных крыльях могут располагаться по различным принципам (рис. 3.39):



- по потоку;
- перпендикулярно какому-либо лонжерону;
- перпендикулярно оси жесткости крыла;
- перпендикулярно линии  $1/2$  хорд крыла;
- комбинированное расположение.

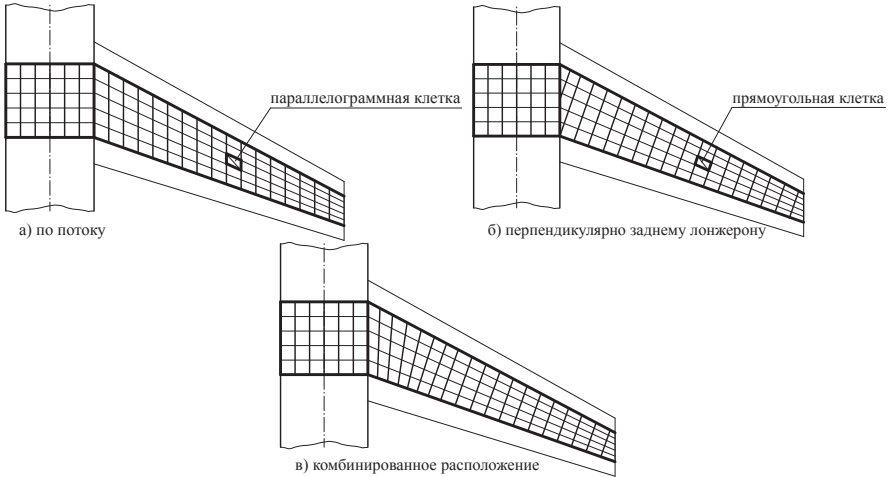


Рис. 3.39. Схемы расположения нервюр в стреловидном крыле

При расположении нервюр по потоку легче обеспечить точность выдерживания профиля крыла, но нервюры при этом получаются длинными и соответственно тяжелыми, кроме того, они хуже подкрепляют обшивку от потери устойчивости при работе на сдвиг, т.к. клетка обшивки в этом случае близка по форме к параллелограмму, а не к прямоугольнику, как в остальных случаях, что приводит к потере устойчивости при меньших напряжениях, поскольку большая диагональ параллелограмма длиннее диагонали прямоугольника.

Кроме того, расположение нервюр по потоку, т.е. под углом к осям лонжеронов, усложняет конструкцию крепления нервюр к стенкам лонжеронов.

Расположение нервюр перпендикулярно заднему лонжерону позволяет устранить вышеописанные недостатки. При этом также можно рациональнее организовать навеску подвижных частей крыла, например, элеронов, совместив плоскости нервюр с плоскостями кронштейнов их навески. В результате задний лонжерон крыла не будет догружаться сосредоточенными изгибающими моментами от данных кронштейнов.

Нередко нервюры на разных участках одного и того же стреловидного крыла располагаются по-разному, т.е. применяют комбинированное расположение. Например, в концевой части крыла нервюры часто устанавливают перпен-

дикулярно заднему лонжерону, а ближе к корневой части – по потоку. На промежуточных участках их могут располагать веером.

### Вопросы для самопроверки

1. Каковы специфические требования к крылу?
2. Как влияют внешние формы крыла его аэродинамические, жесткостные и весовые характеристики?
3. Какие схемы расположения крыла по высоте фюзеляжа вы знаете? В чем состоят их достоинства и недостатки?
4. Перечислите нагрузки, действующие на крыло.
5. Как осуществляется распределение нагрузок по размаху и по хорде крыла?
6. Какие сечения крыла являются наиболее нагруженными?
7. Перечислите силовые элементы крыла. Опишите их работу под нагрузкой.
8. Перечислите основные допущения, принимаемые при приближенном расчете на прочность силовых элементов крыла.
9. Приведите примеры конструктивного исполнения силовых элементов крыла.
10. Какие конструктивно-силовые схемы крыльев вы знаете?
11. Опишите виды стыковых соединений частей крыла.
12. Как осуществляется конструктивная компенсация вырезов в конструкции крыла?
13. Расскажите об особенностях конструкции стреловидных крыльев.
14. Какие схемы расположения нервюр в стреловидных крыльях вы знаете?

## Литература

1. **Аэродинамика летательных аппаратов:** учебник для вузов по специальности «Самолетостроение» / Г.А. Колесников, В.К. Марков, А.А. Михайлюк и др. / Под ред. Г.А. Колесникова. – М.: Машиностроение, 1993.
2. **Аэромеханика:** учебник для студентов вузов / В.М. Гарбузов, А.Л. Ермаков, М.С. Кубланов, В.Г. Ципенко. – М.: Транспорт, 2000.
3. **Гребеньков О.А.** Конструкция самолетов: Учебное пособие для авиационных вузов. – М.: Машиностроение, 1984.
4. **Динамика полета транспортных летательных аппаратов:** учебник для вузов / А.Я. Жуков, В.И. Егоров, А.Л. Ермаков и др. / Под ред. А.Я. Жукова. – М.: Транспорт, 1996.
5. **Ефимов В.В.** Динамика и прочность авиационных конструкций: учебное пособие. Часть II. – М.: МГТУ ГА, 2014.
6. **Ефимов В.В., Чернигин К.О.** Конструкция и прочность самолета: учебное пособие. Часть I. – М.: МГТУ ГА, 2016.
7. **Житомирский Г.И.** Конструкция самолетов: учебник для студентов авиационных специальностей вузов. – М.: Машиностроение, 2005.
8. **Кан С.Н., Свердлов И.А.** Расчет самолета на прочность. – М.: Машиностроение, 1966.
9. **Конструкция и прочность летательных аппаратов гражданской авиации:** учебник для вузов гражданской авиации / М.С. Воскобойник, П.Ф. Максютинский, К.Д. Миртов и др. / Под общ. ред. К.Д. Миртова, Ж.С. Черненко. – М.: Машиностроение, 1991.
10. **Проектирование конструкций самолетов:** учебник для студентов вузов, обучающихся по специальности «Самолетостроение» / Е.С. Войт, А.И. Ендогур, З.А. Мелик-Саркисян, И.М. Алявдин. – М.: Машиностроение, 1987.
11. **Проектирование самолетов:** Учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983.
12. **Стригунов В.М.** Расчет самолета на прочность: учебник для авиационных вузов. – М.: Машиностроение, 1984.
13. **Феодосьев В.И.** Сопrotивление материалов: Учебник для вузов – 9-е изд., перераб. – М.: Наука, 1986.