

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ  
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ  
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

**Кафедра аэродинамики, конструкции и прочности  
летательных аппаратов**

**Н.Н. Чунарева, М.Г. Ефимова, В.П. Солонин**

**КРЫЛО И СРЕДСТВА УЛУЧШЕНИЯ  
ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК  
САМОЛЕТА**

Рекомендовано в качестве  
учебного пособия для  
студентов специальности 13.03

**Москва — 2000**

ББК 0.53—

Ч91

Рецензенты: д.т.н., проф. В.Г. Ципенко  
д.т.н., проф. В.Т. Калугин.

Чунарева Н.Н., Ефимова М.Г., Солонин В.П.

Крыло и средства улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета. – М.: МГТУГА, 2000. – 47 с.

В учебном пособии обсуждаются общие принципы работы крыла и средств механизации, влияние их параметров на характеристики самолета. Рассмотрена работа элементов конструкции под нагрузкой. Представлено большое количество примеров конструкций современной авиационной техники.

Данное учебное пособие издается в соответствии с учебным планом для студентов специальности 13.03 всех форм обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседании кафедры 5.09.2000 г. и методического совета 2.10.2000 г.

## Введение

Развитие авиационной техники и, в частности, авиационной техники гражданского назначения привело к созданию новых авиационных конструкций. Претерпели изменения и конструкции крыла самолета, и конструкции и состав механизации крыла. Направление развития конструкций определяется требованиями, предъявляемыми к крылу и возможными на современном уровне путями реализации этих требований.

Наиболее важными для крыла являются аэродинамические требования. Основное назначение крыла — создание подъемной силы. При этом крыло должно иметь небольшое сопротивление, высокое критическое число Маха, высокое максимальное качество. Все это достигается подбором профилей, выбором рациональной формы крыла в плане, улучшением состояния внешней поверхности. Конструкция крыла должна обеспечивать необходимые взлетно-посадочные характеристики, а также устойчивость и управляемость самолетом на всех допустимых режимах.

Компоновочные требования определяют наличие в конструкции элементов, необходимых для размещения грузов, агрегатов, средств механизации. При этом конструкция должна обеспечить лишь незначительное ухудшение аэродинамических свойств крыла.

Неоспоримо важны требования к прочности и жесткости конструкции крыла. Группа этих требований наряду с требованиями достаточной долговечности и живучести обеспечивают необходимую безопасность полета. Двигателем развития конструкции при выполнении этих требований является условие их обеспеченности при минимальной массе.

Нормальную эксплуатацию обеспечит только конструкция, в которой выполнены эксплуатационные требования, в частности требования по наличию люков и разъемов для осмотра состояния конструк-

ции.

Возможность производства и ремонта обеспечивает конструирование крыла с учетом технологических требований.

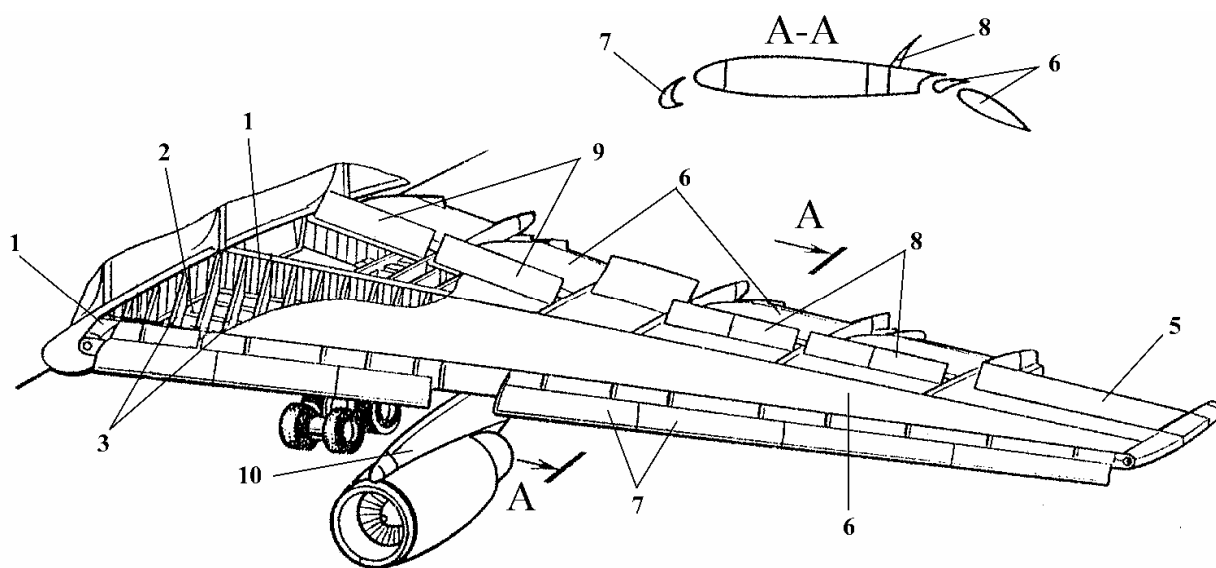
Удовлетворить большому количеству противоречивых требований можно только при многоступенчатом конструировании.

Задача данного учебного пособия познакомить студентов с классическими и новыми конструкциями крыла и средств механизации.

# 1. Крыло самолета и его работа под нагрузкой

## 1.1. Общие сведения о крыльях самолетов

Крыло – несущая поверхность самолета, предназначенная для создания аэродинамической подъемной силы, необходимой для обеспечения полета и маневров самолета. Крыло принимает участие в обеспечении поперечной устойчивости и управляемости самолета и может быть использовано для крепления шасси, двигателей, для размещения топлива и т.п. (рис.1.1).



**Рис.1.1. Крыло современного пассажирского самолета:**

1 – лонжероны, 2 – стрингеры, 3 – нервюры, 4 – обшивка, 5 – элерон, 6 – закрылки, 7 – предкрылки, 8 – интерцепторы, 9 – тормозные щитки, 10 – пилон двигателя.

На крыле расположены средства механизации (предкрылки 7 и закрылки 6) для улучшения ВПХ самолета, элероны 5 и интерцепторы 8 – для управления самолетом, тормозные щитки 9 – для гашения скорости при посадке. Пилоны 10 предназначены для крепления двигателей.

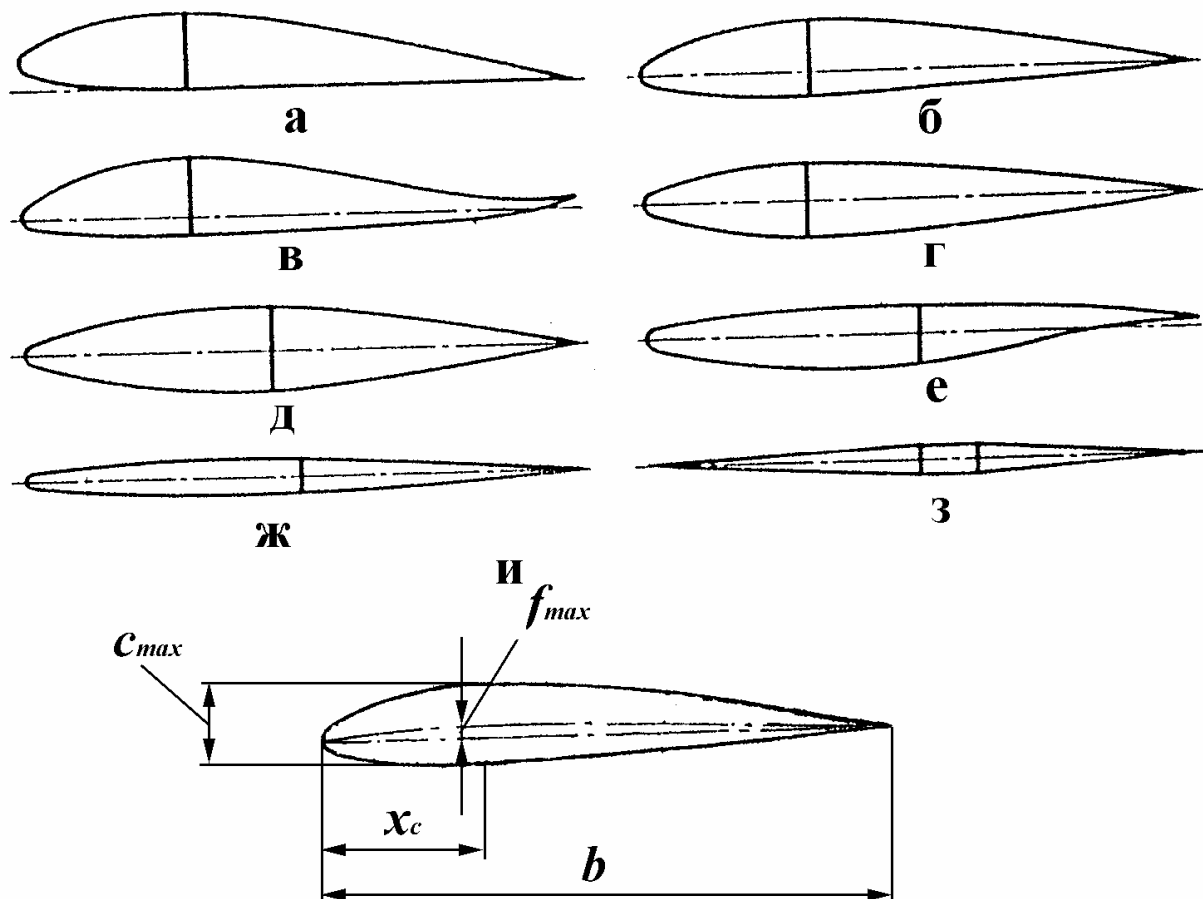
Крыло во многом определяет технические параметры, летные характеристики и эксплуатационные свойства самолета. Поэтому его форма и конструкция должны отвечать часто противоречащим друг другу требованиям: аэродинамическим, минимального веса, достаточной прочности и жесткости, эксплуатации, производства.

На долю крыла приходится значительная часть массы планера – от 30 до 50% и от 30 до 50% полного сопротивления самолета; относительная масса крыла составляет  $\bar{m}_{кр} = 0,08...0,15$ .

Крылья различают по внешним формам и по конструктивно-силовым схемам.

Внешние формы крыльев характеризуются:

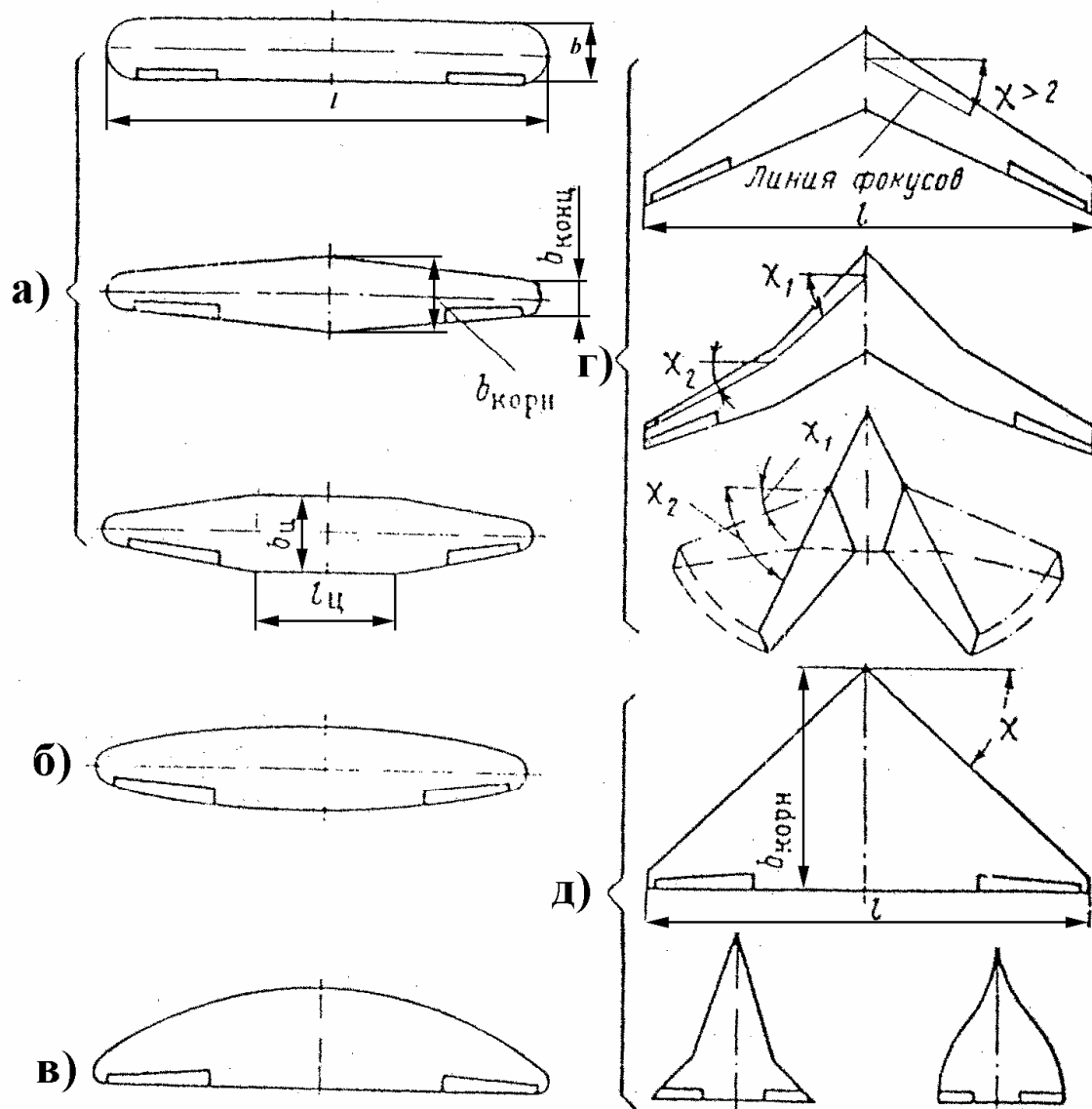
- профилем поперечного сечения (рис.1.2);



**Рис.1.2. Типы профилей крыла и их геометрические характеристики:**

а – плосковыпуклый; б – двояковыпуклый несимметричный; в – S-образный; г – двояковыпуклый симметричный; д – ламинаризованный; е – суперкритический; ж – дуговой; з – ромбовидный; и – геометрические характеристики крыла:  $b$  – длина хорды;  $c_{max}$  – максимальная толщина;  $f_{max}$  – максимальная вогнутость;  $x_c$  – расстояние от носка до максимальной толщины.

- формой в плане (рис.1.3);



**Рис.1.3. Различные формы крыла в плане:**

а – прямые крылья (прямоугольное, трапециевидное без прямоугольного центроплана и с центропланом); б- эллиптическое крыло; в – параболическое крыло; г – стреловидные крылья с прямой стреловидностью (стреловидность по размаху постоянная, переменная и изменяющаяся в полете); д – треугольные крылья (с постоянной и переменной стреловидностью, оживальной формы).

- формой при виде спереди (рис.1.4).

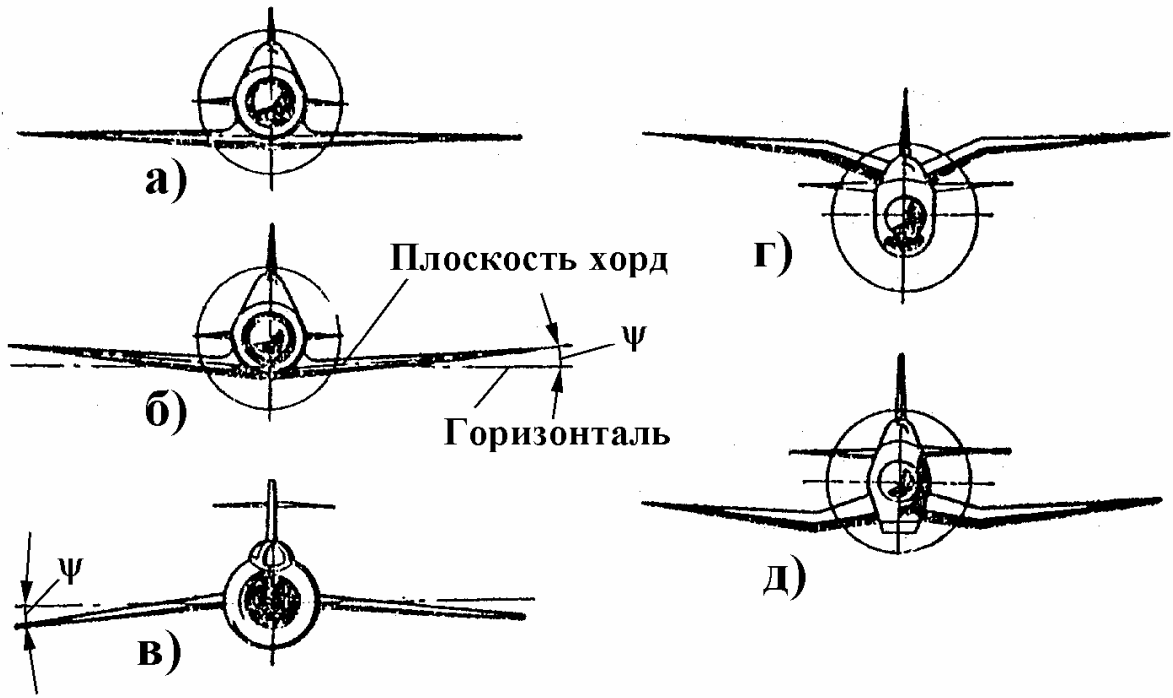


Рис.1.4. Формы крыла при виде спереди

Формы выбираются в зависимости от назначения и скорости самолета. Они оказывают большое влияние на аэродинамику крыла, его прочность, вес и технологичность (рис.1.5).

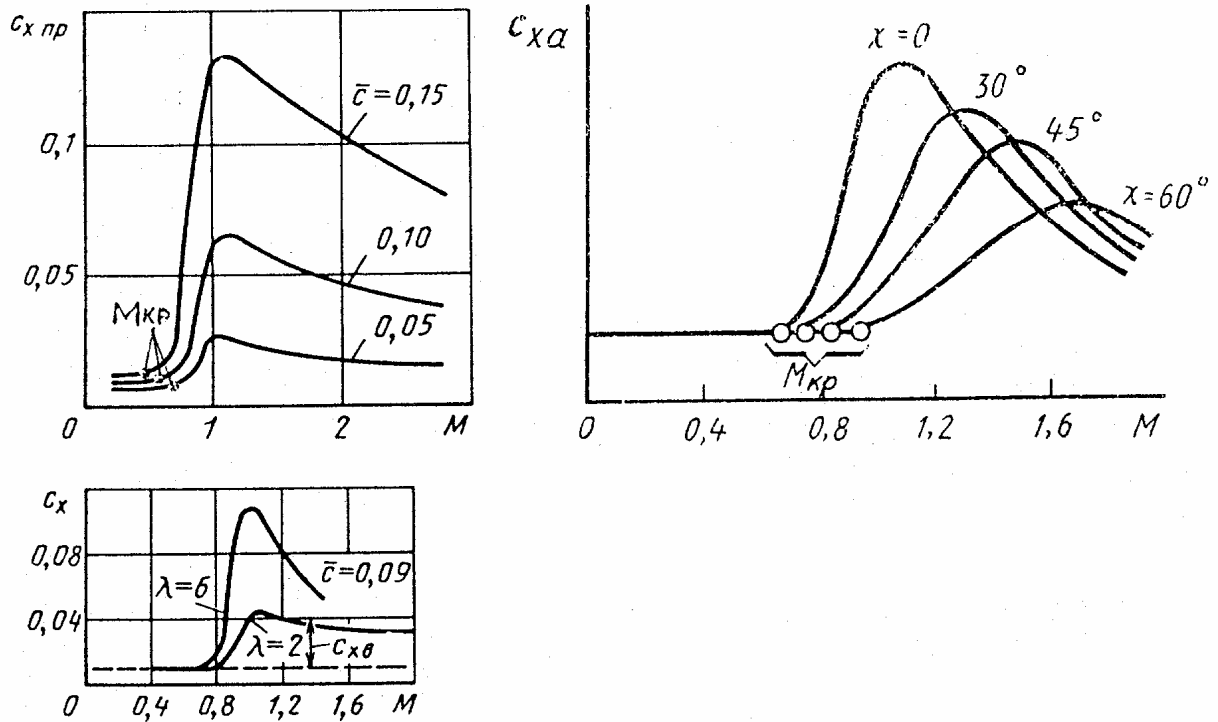


Рис.1.5. Зависимость коэффициентов лобового сопротивления крыла от числа  $M$  при различных  $\bar{c}$ ,  $\chi$  и  $\lambda$ .



Основные геометрические параметры крыла:

В профиле (рис.1.2.и):

Хорда  $b$ , толщина профиля  $c_{max}$ , относительная толщина  $\bar{c} = \frac{c_{max}}{b}$ ,

относительная координата максимальной толщины  $\bar{x}_c = \frac{x_c}{b}$ , относительная вогнутость  $\bar{f} = \frac{f_{max}}{b}$ .

В плане (рис.1.3):

Размах  $l$ , корневая и концевая хорды  $b_{корн}$ ,  $b_{конц}$ , средняя геометрическая и средняя аэродинамическая хорды  $b_{сгх}$ ,  $b_{сах}$ , площадь крыла  $S$ , угол стреловидности  $\chi$ , удлинение  $\lambda = \frac{l^2}{S}$ , сужение  $\eta = \frac{b_{корн}}{b_{конц}}$ .

При виде спереди (рис.1.4):

$\psi$  - угол поперечного «V», положительный (рис.1.4.б) и отрицательный (рис.1.4.в).

## 1.2. Конструктивно-силовые схемы крыльев

Конструктивной схемой называют совокупность элементов, играющих главную роль в работе агрегатов под нагрузкой. Известно, что крыло самолета может быть рассмотрено как двухопорная балка, нагруженная распределенными и сосредоточенными нагрузками. Эти силы производят изгиб, сдвиг и кручение крыла (рис.1.6).

Элементами, которые определяют конструктивно-силовую схему, являются продольный и поперечный набор и обшивка.

К элементам продольного набора относятся лонжероны, продольные стенки и стрингеры.

Поперечный набор составляют нервюры.

Лонжерон – мощный продольный элемент балочной или ферменной конструкции, расположен по всей строительной высоте крыла и воспринимает значительную часть или весь изгибающий момент и поперечную силу. При этом пояса нагружаются осевыми силами, а стенка или ферма – поперечными силами (рис.1.7).

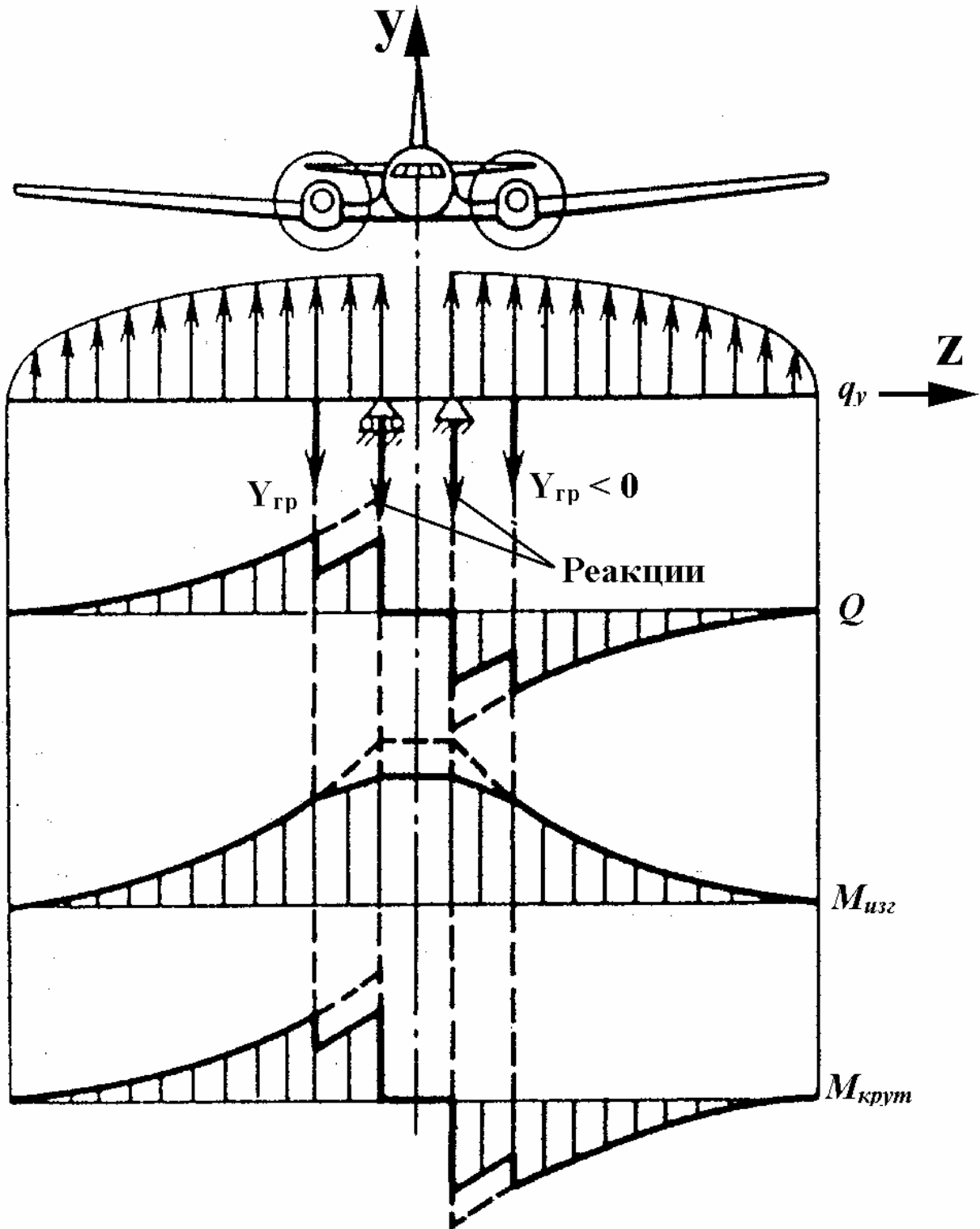


Рис.1.6. Схема нагружения нестреловидного крыла

Продольная стенка – элемент, расположенный вдоль по размаху крыла, воспринимает в основном поперечную силу.

Стрингер – продольный элемент, подкрепляющий обшивку и работающий совместно с ней, воспринимает осевые нагрузки при изгибе крыла и поперечные – от воздушной нагрузки (рис.1.8).

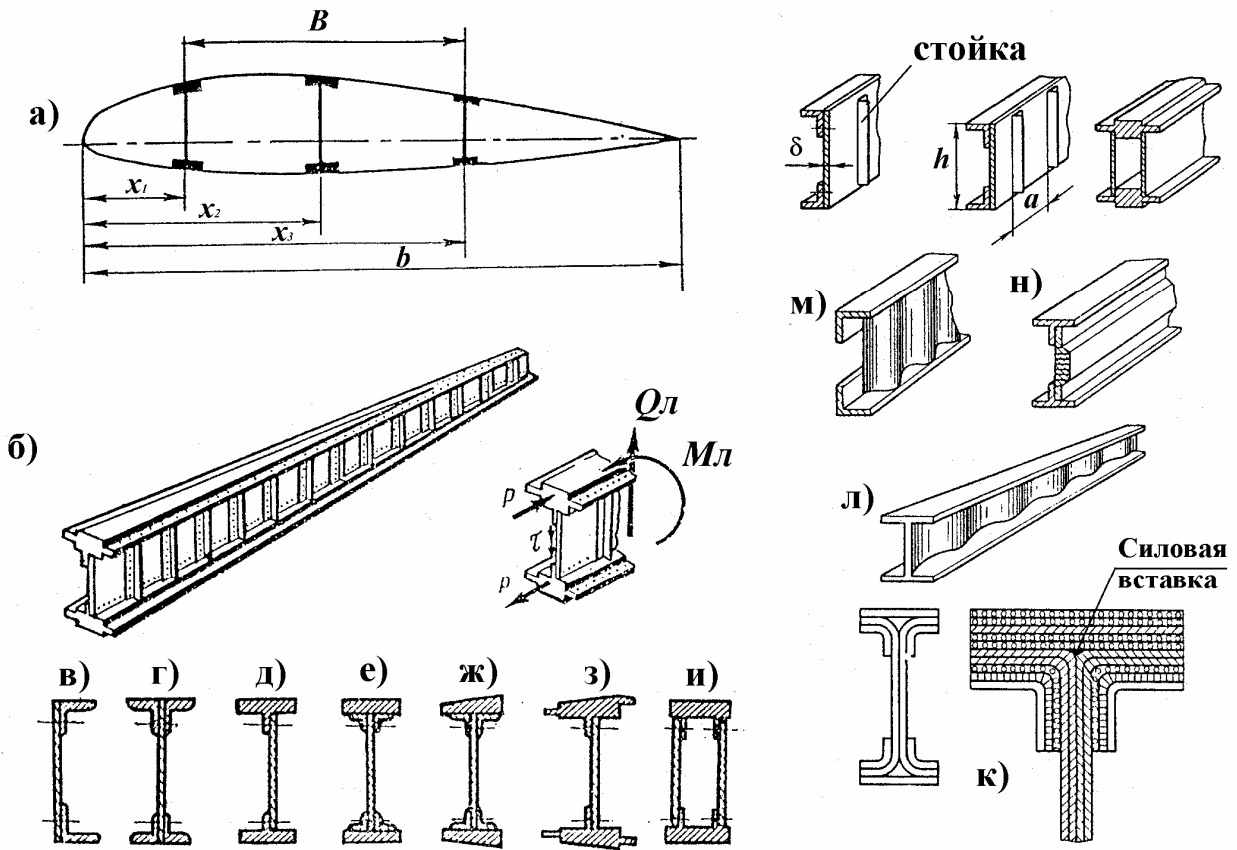


Рис.1.7.

а) Расположение лонжеронов; б) Общий вид и работа элементов лонжерона (1 – пояс, 2 – стенка, 3 – стойка); в)...и) сечения лонжеронов (виды поясов); к) лонжерон из композиционных материалов; л, м) лонжероны с гофрированной стенкой; н) лонжерон со стенкой трехслойной конструкции.

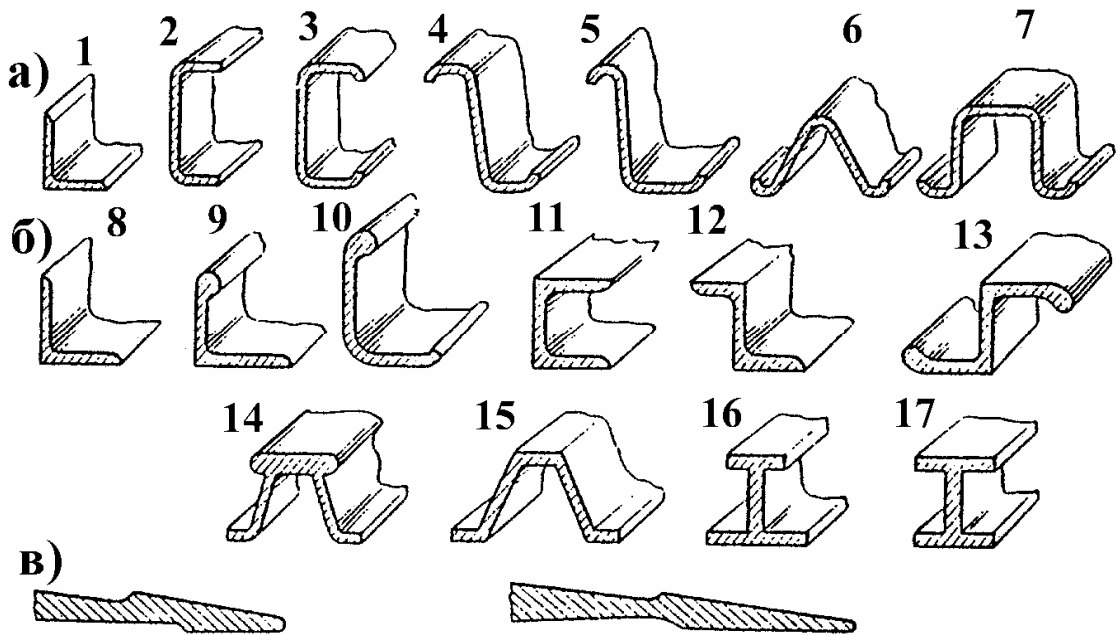


Рис.1.8. Типовые профили стрингеров

Нервюры – элементы поперечного набора, представляющие собой тонкостенные балки или фермы, предназначенные для сохранения формы профиля крыла и передачи местной воздушной нагрузки с обшивки на лонжероны и сосредоточенных сил от агрегатов, расположенных на крыле, на лонжероны и обшивку. Нервюры различают нормальные и усиленные (рис.1.9).

Обшивка крыла – образует и сохраняет форму его поверхности, а также служит для принятия аэродинамической нагрузки, в большинстве случаев участвует в общей работе крыла на изгиб и кручение (рис.1.10).

Классификация крыльев по конструктивно-силовым схемам производится в зависимости от характера и степени работы обшивки в конструкции крыла, а также по некоторым чисто конструктивным признакам (по количеству лонжеронов, по расположению нервюр и т.д.).

Различают:

1) Крылья лонжеронного типа (рис.1.11), у которых относительно тонкая обшивка, образуя совместно со стенками лонжеронов замкнутый контур, работает от крутящего момента, при этом от изгибающего момента работают лишь пояса лонжеронов, от поперечной силы – стенки лонжеронов. В поясах возникают продольные усилия, образующие пару сил  $N = \frac{M}{H}$  ( $M$  – изгибающий момент,  $H$  – расстояние между центрами тяжести поясов); в контуре, образованном обшивкой и стенками, – поток погонных касательных усилий  $q_{кр} = \frac{M_{кр}}{2F_{кон}}$  ( $M_{кр}$  – крутящий момент,  $F_{кон}$  – площадь, ограниченная замкнутым контуром крыла), в стенках – погонные касательные усилия  $q_0 = \frac{Q_i}{H_i}$  ( $Q_i$  – поперечная сила, приходящаяся на  $i$ -й лонжерон,  $H_i$  – его высота).

2) Крылья моноблочного типа (рис.1.11), у которых большая часть изгибающего момента (70...80%) воспринимается верхней и нижней панелями, образованной толстой обшивкой, подкрепленной мощным стрингерным набором. В ряде случаев панели выполняются монолитными или многослойными. В панелях при этом возникают

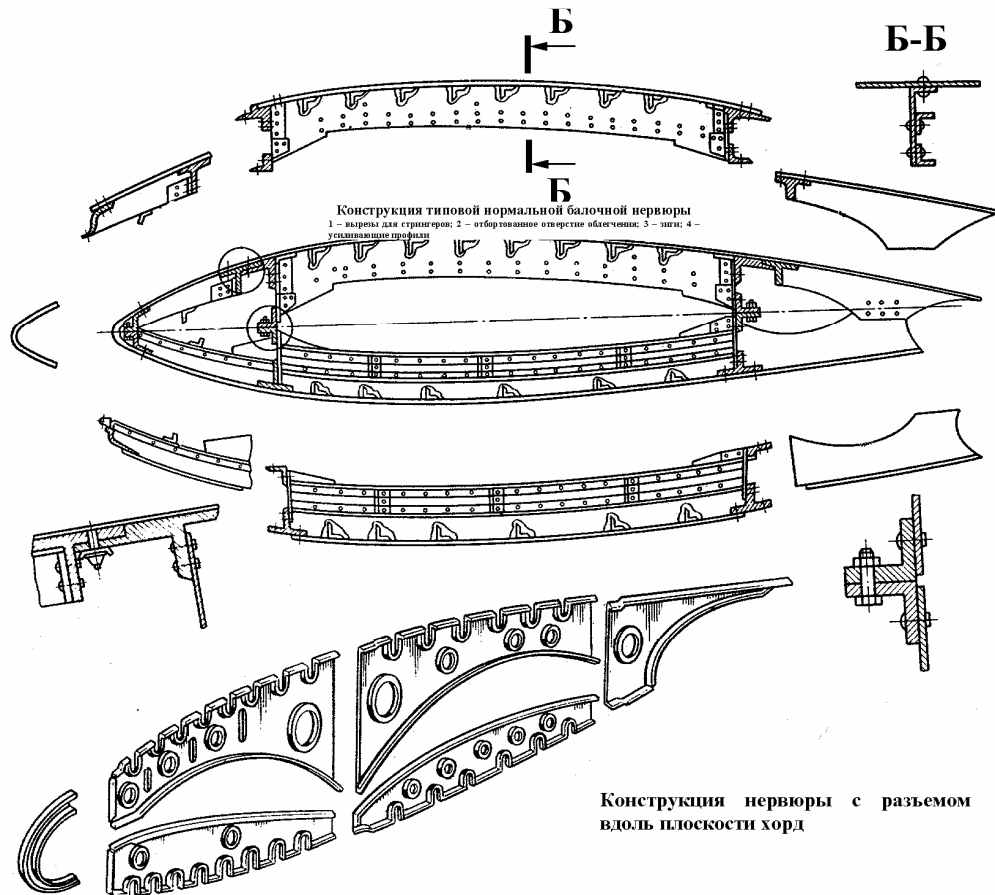
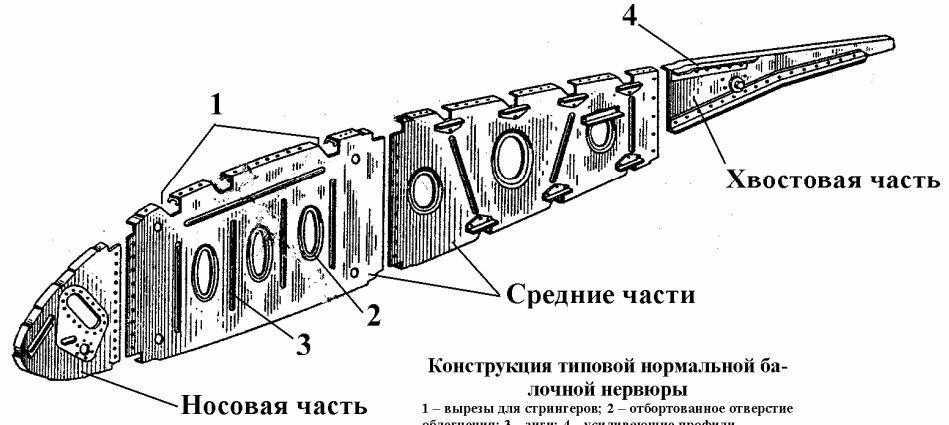
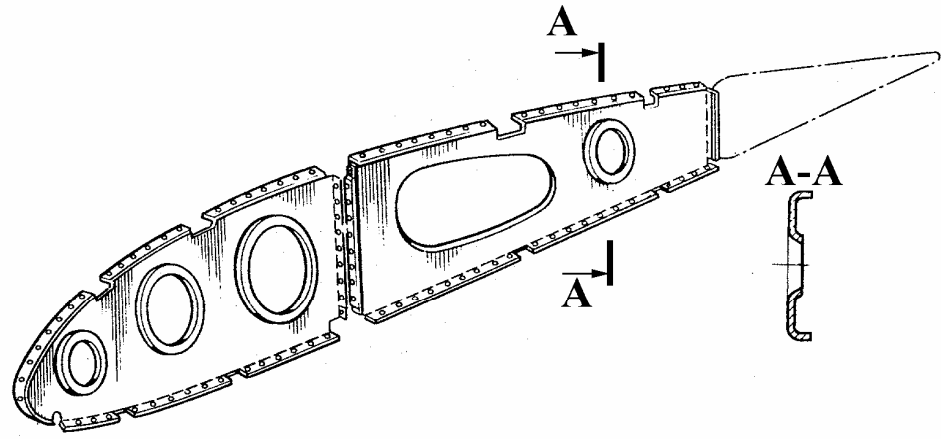
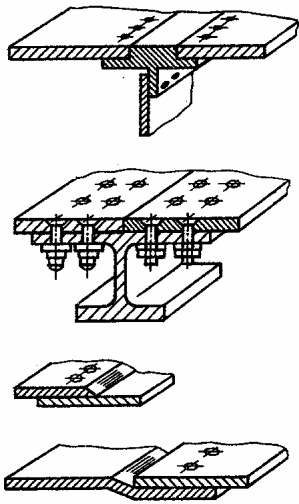
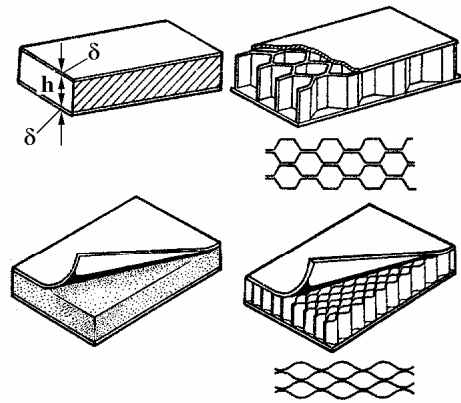


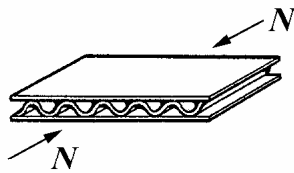
Рис.1.9. Конструкция нервюр



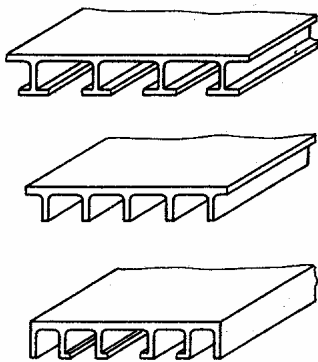
Типовые соединения обшивки



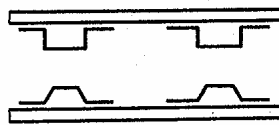
Трехслойная обшивка



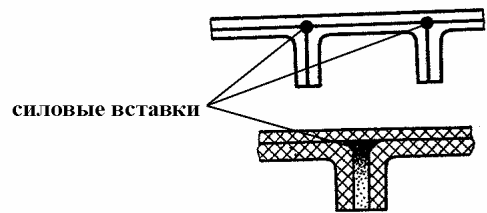
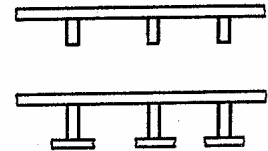
Трехслойная обшивка с гофрированным заполнителем



Типовые сечения монолитных панелей



Панели со стрингерами



Оребренные панели

Рис.1.10. Конструкция обшивки и панелей

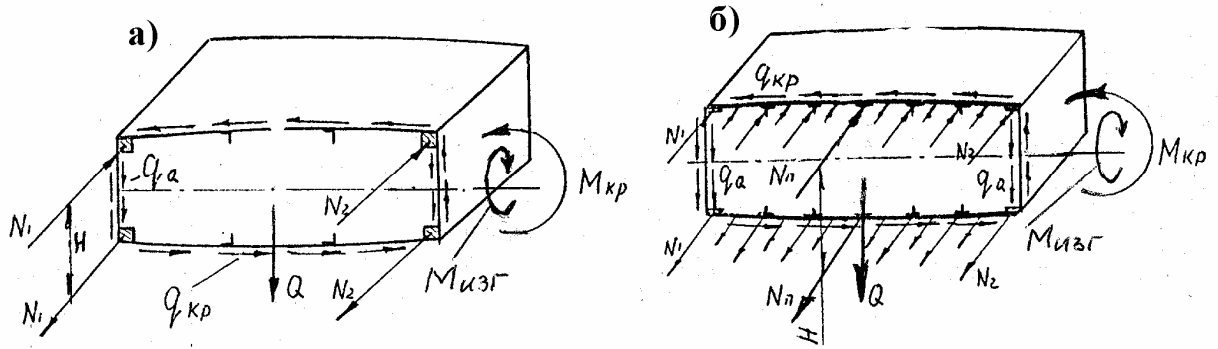


Рис.1.11. Работа лонжеронного (а) и моноблочного (б) крыльев

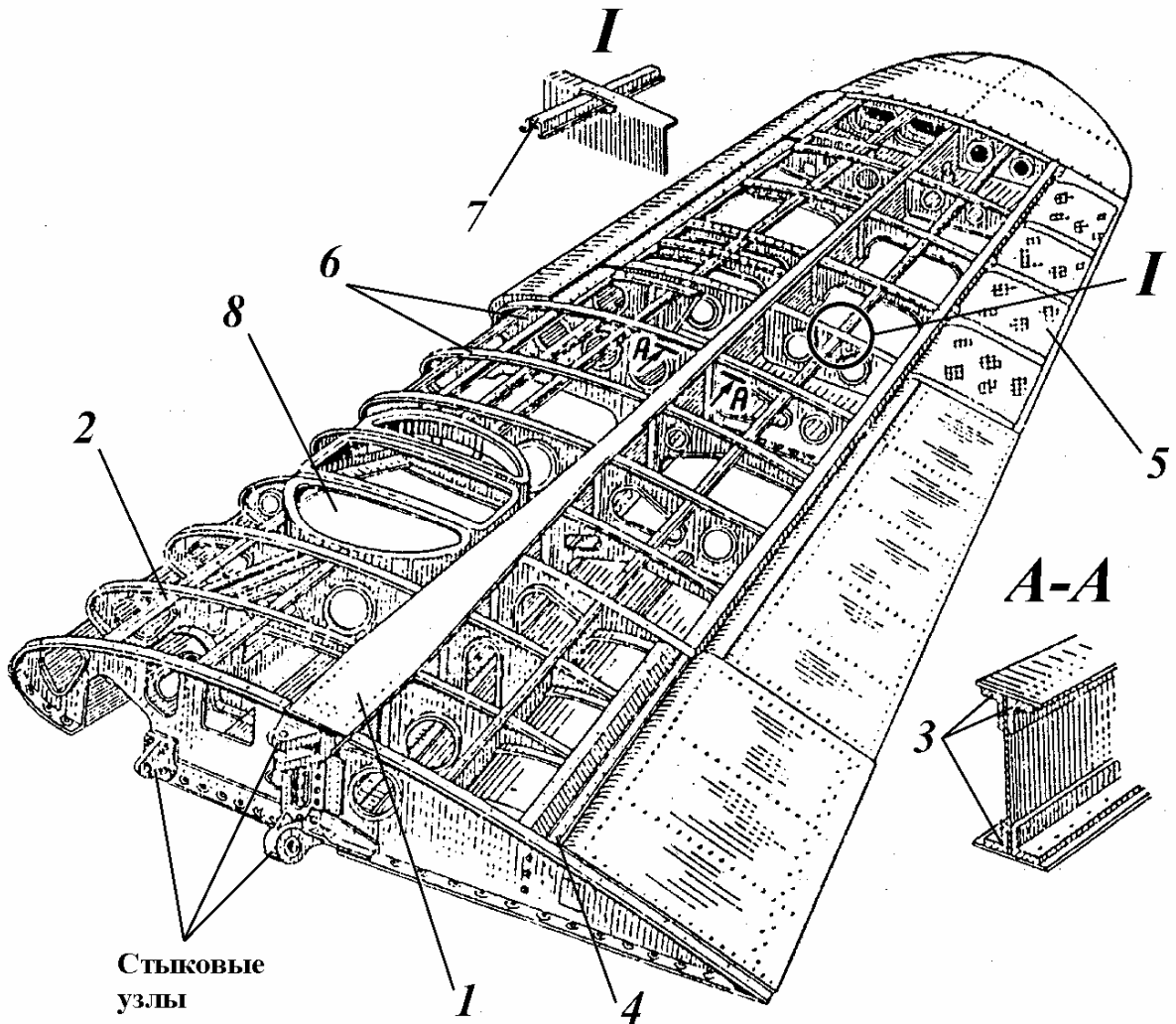


Рис.1.12. Однолонжеронное крыло

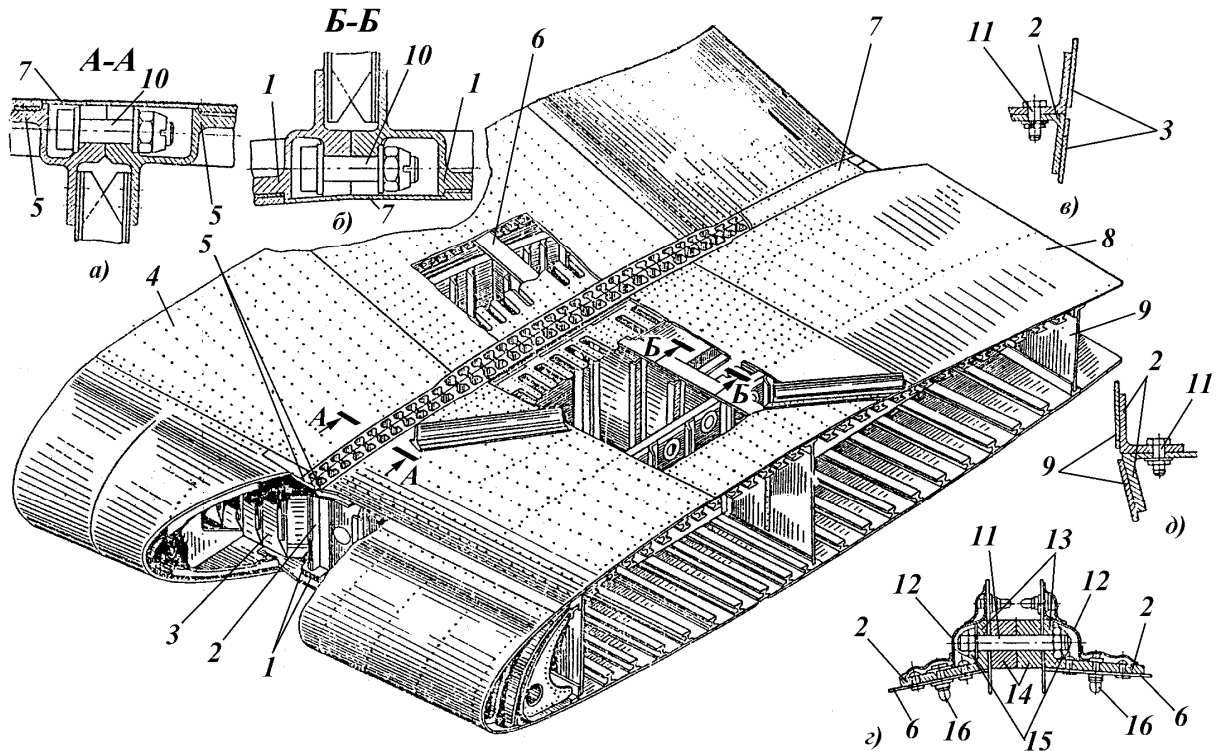
1 – лонжерон; 2 – передняя продольная стенка; 3 – пояса лонжерона; 4 – задняя продольная стенка; 5 – элерон; 6 – нервюры; 7 – стрингер; 8 – ниша размещения колеса.

продольные усилия  $N = \frac{M}{H_{cp}}$  ( $H_{cp}$  – среднее расстояние между центрами тяжести панелей), распределенные по всему сечению.

Работа элементов от крутящего момента и поперечной силы аналогична лонжеронному крылу.

Пример конструкции лонжеронного крыла приведен на рис.1.12.

Фрагмент моноблочного крыла самолета Ту-154 показан на рис.1.13.



**Рис.1.13. Стык центроплана с ОЧК:**

а – стык по верхней поверхности крыла; б – стык по нижней поверхности крыла; в – стык по переднему лонжерону; г – стык по среднему лонжерону; д – стык по заднему лонжерону; 1- нижние профили разъема; 2 – стыковочные стойки; 3 – передний лонжерон; 4 – центроплан; 5 – верхние профили разъема; 6 – средний лонжерон; 7 – лента; 8 – отъемная часть крыла; 9 – задний лонжерон; 10, 11 – стыковочные болты; 12 – герметический кожух; 13 – резиновые уплотнительные кольца; 14 – стальные вкладыши; 15 – колпачки; 16 – анкерные гайки.



### 1.3. Особенности конструкции стреловидных крыльев

Стреловидные крылья имеют некоторые функциональные и конструктивные особенности. Наличие перелома продольных силовых элементов (лонжеронов, стрингеров) вызывает необходимость постановки мощных силовых нервюр в местах излома, либо, когда это нежелательно, установки так называемых поперечных балок (внутренних подкосов), которые служат дополнительными опорами для передних лонжеронов. Важной особенностью стреловидных крыльев моноблочного типа является перераспределение нормальных напряжений в корневой части между передними и задними продольными элементами. Вследствие меньшей изгибной жесткости передних элементов (из-за большей длины) происходит их разгрузка и догрузка задних коротких элементов. Для уравнивания напряжений в сечении крыла обшивка в районе заднего лонжерона утолщается.

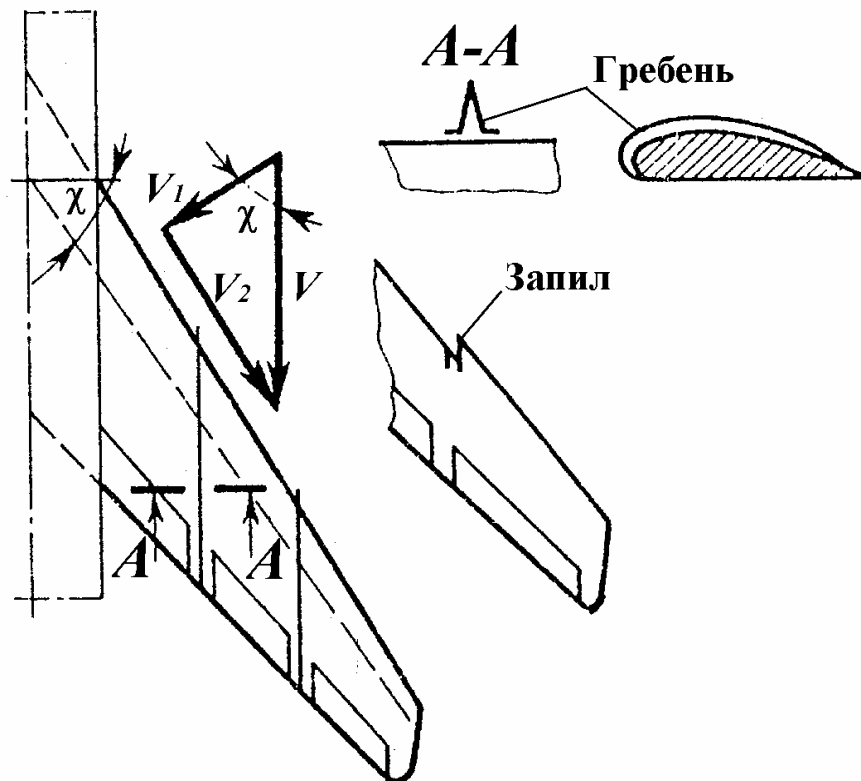
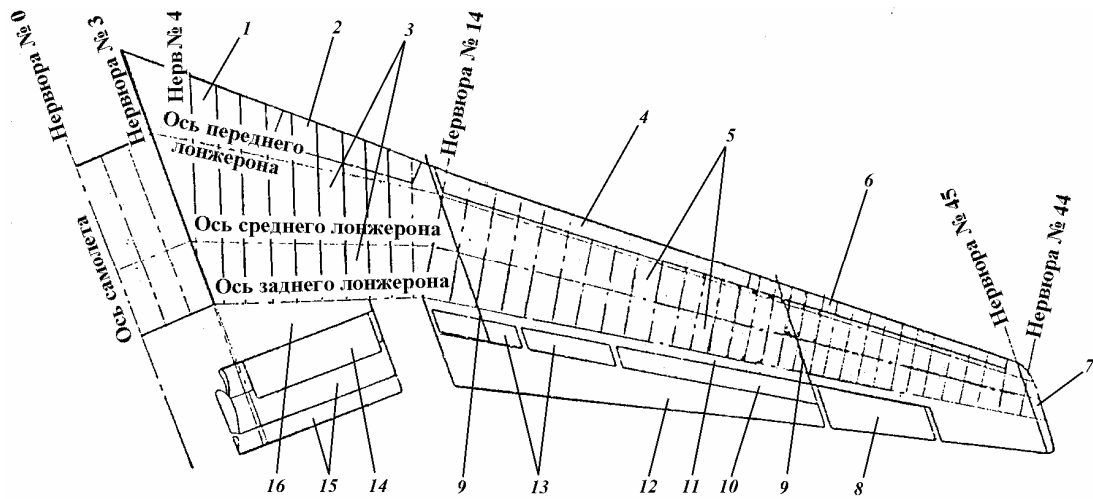


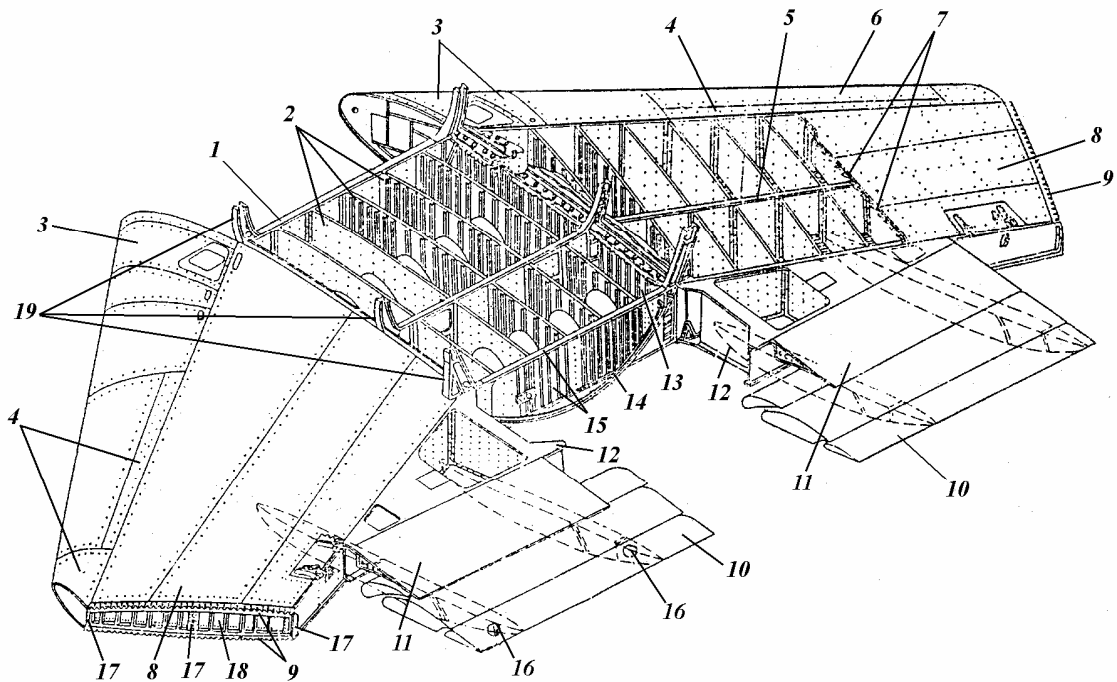
Рис.1.14. Стреловидное крыло

Схема стреловидного крыла самолета Ту-154 показана на рис.1.15, конструкция его корневой части на рис.1.16.



**Рис.1.15. Схема крыла**

1, 16 – носовая и хвостовая части центроплана; 2, 4, 6 – внутренний средний и внешний предкрылки; 3, 5 – кессоны центроплана и ОЧК; 11 – хвостовая часть ОЧК; 12, 15 – внешний и внутренний закрылки; 13, 14 – средний и внутренний интерцепторы; 7 – концевой обтекатель; 8 – элерон; 9 – аэродинамическая перегородка; 10 – элерон-интерцептор.



**Рис.1.16. Центроплан крыла**

1, 5, 15 – передний, средний и задний лонжероны; 2, 13, 18 – нервюры; 3, 4 – съемные носки; 6 – предкрылок; 7 – стрингеры; 8 – съемная панель; 9 – профили разъема; 10 – закрылок; 11 – интерцептор; 12 – хвостовая часть; 14 – профиль; 16 – балка механизма закрылка; 17 – стыковая стойка; 19 – узлы крепления центроплана к фюзеляжу.

Стыковка отъемных частей крыльев производится соединениями, способными передать сдвигающие силы и изгибающий и крутящий моменты. Ими могут быть узлы, установленные на лонжеронах (лонжеронные крылья) (рис.1.17), либо контурные соединения (моноблочные крылья) – (рис.1.13).

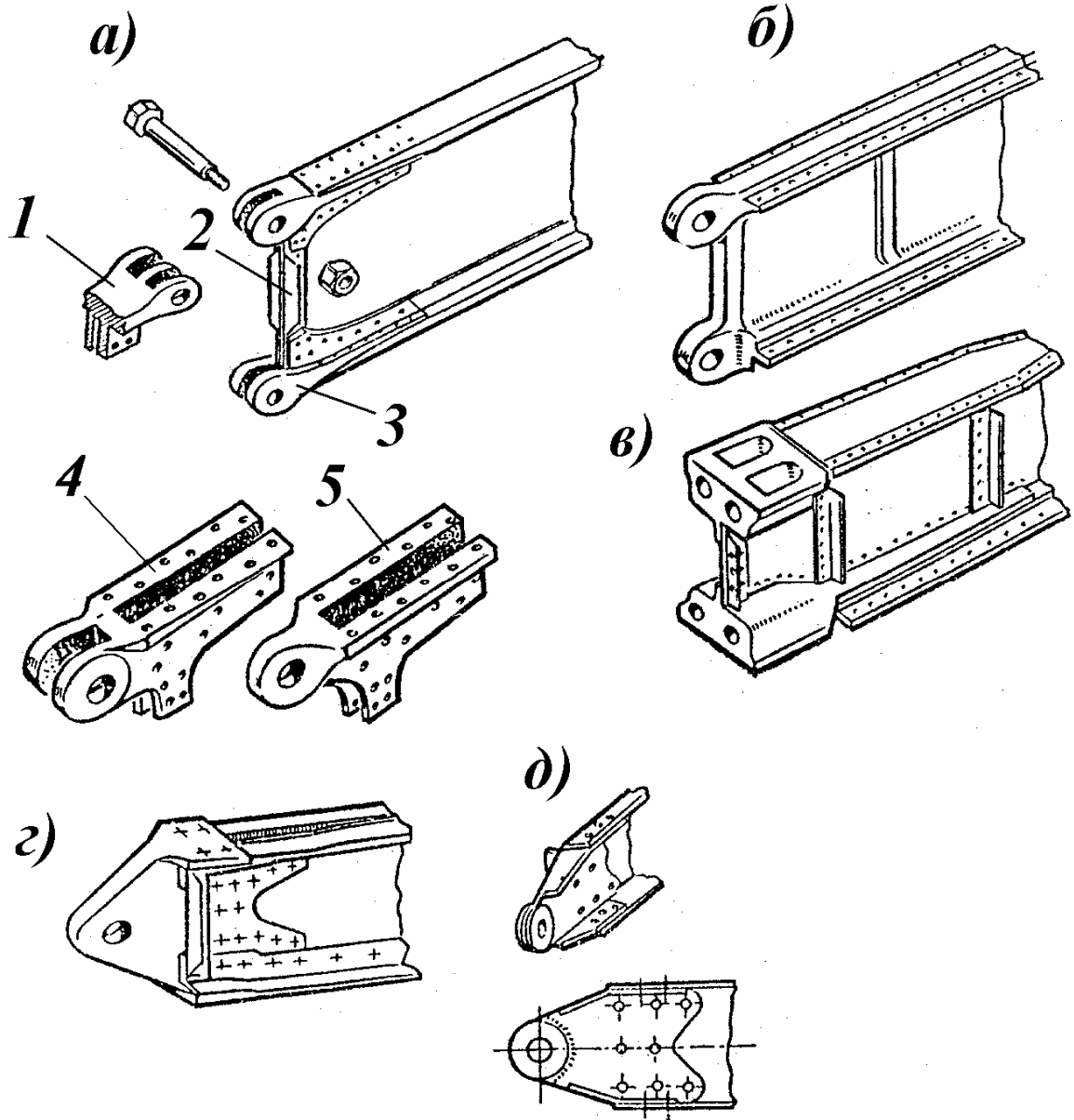


Рис.1.17. Моментные (а, б, в) и шарнирные (г, д) узлы точечного крепления крыльев: 1, 3, 4 и 5 – башмаки; 2 – стойка.

#### **1.4. Конструкционные материалы, используемые в конструкции крыла**

Для изготовления деталей крыльев в настоящее время в большинстве случаев применяют:

1) Алюминиевые сплавы: Д-16, Д-19 – обшивка, детали каркаса, заклепки; В-95 – ответственные детали каркаса (пояса лонжеронов и нервюр, стрингеры); В-65 – высокопрочные заклепки; АЛ-9, АЛ-19 – литые детали средней нагруженности (кронштейны, качалки); АК-4, АК-6 – кованные и штампованные детали средней нагруженности (кронштейны, качалки, арматура пневмо- и гидросистем); АМЦА – детали глубокой вытяжки;

2) Титановые сплавы: ВТ-4, ВТ-16 – обшивка, детали каркаса;

3) Магниеые сплавы: МА-2 – малонагруженные штампованные детали, МЛ-4 – малонагруженные литые детали;

4) Легированные стали: 30ХГСА, 30ХГСНА, ЭИ643 – ответственные детали (пояса лонжеронов, стыковые узлы, узлы навески опор шасси и т.д.);

5) Композиционные материалы на основе волокон бора, углерода, кевлара – обшивка, детали каркаса.

Перспективны алюминиево-литиевые сплавы.

#### **1.5. Особенности конструкции крыла самолета Ил-86**

Многие основные положения теории конструирования крыла нашли отражение в конструкции крыла самолета Ил-86.

Самолет Ил-86 — широкофюзеляжный, рассчитан на перевозку 350 пассажиров, имеет максимальную взлетную массу 215 тонн. Конструкция крыла должна обеспечивать возможность полета и управляемость самолета.

Крыло самолета Ил-86 стреловидное ( $\chi=35^\circ$ ), трапецевидной формы, низкорасположенное по высоте фюзеляжа, имеющее площадь  $361 \text{ м}^2$  и размах 48,06 м. Крыло имеет поперечное  $V 6^\circ 48'$ , что является требованием расположения двигателей под крылом на пилонах.

Крыло имеет аэродинамическую и отрицательную геометрическую кривку ( $-4^\circ$ ).

В крыле располагаются все топливные баки. К силовым элементам крыла крепятся четыре двигателя НК-86, две основные боковые опоры шасси, элероны, механизация (предкрылки, закрылки, тормозные щитки, спойлеры) (рис.1.18).

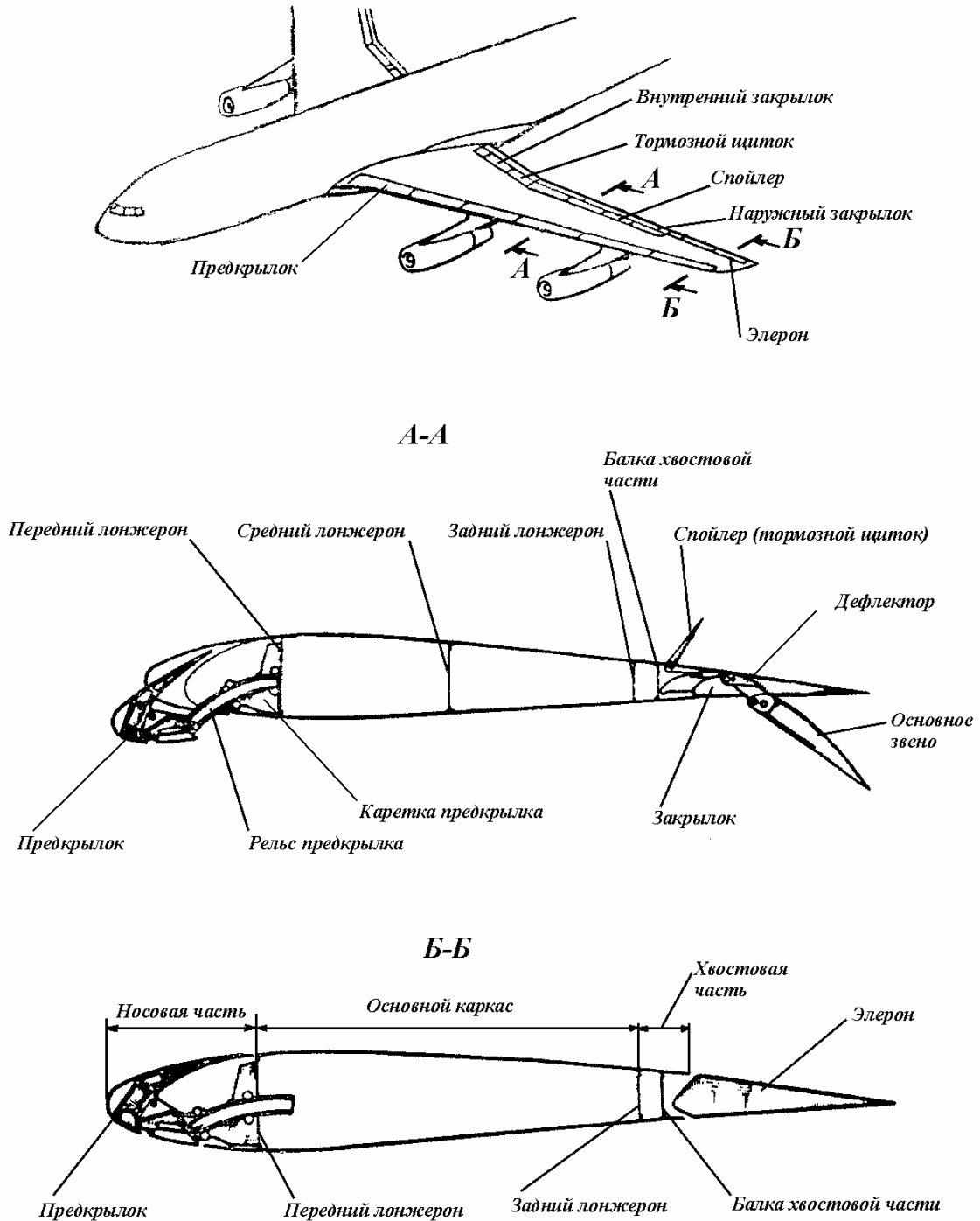


Рис.1.18. Поперечное сечение крыла

В собранном виде крыло представляет собой цельную конструкцию, выполненную без эксплуатационных разъемов и состыкованную с фюзеляжем. Имеются технологические разъемы по бортам фюзеляжа, делящие конструкцию крыла на центральную и две консольные части. Технологические разъемы имеются также по излому и осям установки внешних двигателей, что облегчает сборку крыла. Такая конструкция значительно снижает вес крыла, сохраняя достаточную прочность и жесткость. Конструкция крыла обладает высокой эксплуатационной надежностью.

Конструктивно-силовая схема крыла — кессонная (рис.1.18 и рис.1.19). Силовой каркас состоит из продольных и поперечных элементов. До нервюры №23 продольный силовой набор состоит из трех лонжеронов, далее (до конца консолей) — из двух лонжеронов. Имеются четыре дополнительные лонжерона в центральной части крыла. В продольный силовой набор крыла входят также верхние и нижние монолитные прессованные панели с ребрами-стрингерами. Количество панелей меняется по размаху крыла от шести до трех. На нижних панелях центральной части крыла установлены дополнительные стрингеры таврового сечения для повышения живучести. Поперечный силовой набор каркаса состоит из 85 нервюр и 14 балок. В центральной части крыла установлено 8 балок (по 4 справа и слева от нулевой нервюры). При этом балки №2 проложены по верхним панелям центральной части, а остальные — по нижним. Шесть балок установлены в консолях крыла между нервюрами №17 и №19.

Соединение крыла с фюзеляжем производится по трем силовым шпангоутам (№№40, 45, 50) и трем лонжеронам центральной части крыла (рис.1.20).

Все лонжероны имеют однотипную конструкцию. Примеры сечений лонжеронов приведены на рис.1.21. Конструкции лонжеронов сборные и состоят из поясов и подкрепляющих стенок. Пояса выполнены из профилей уголкового и таврового сечений, а стенки изготовлены химически фрезерованием. Стенки лонжеронов усилены стойками из профилей уголкового и Z-образного сечений.

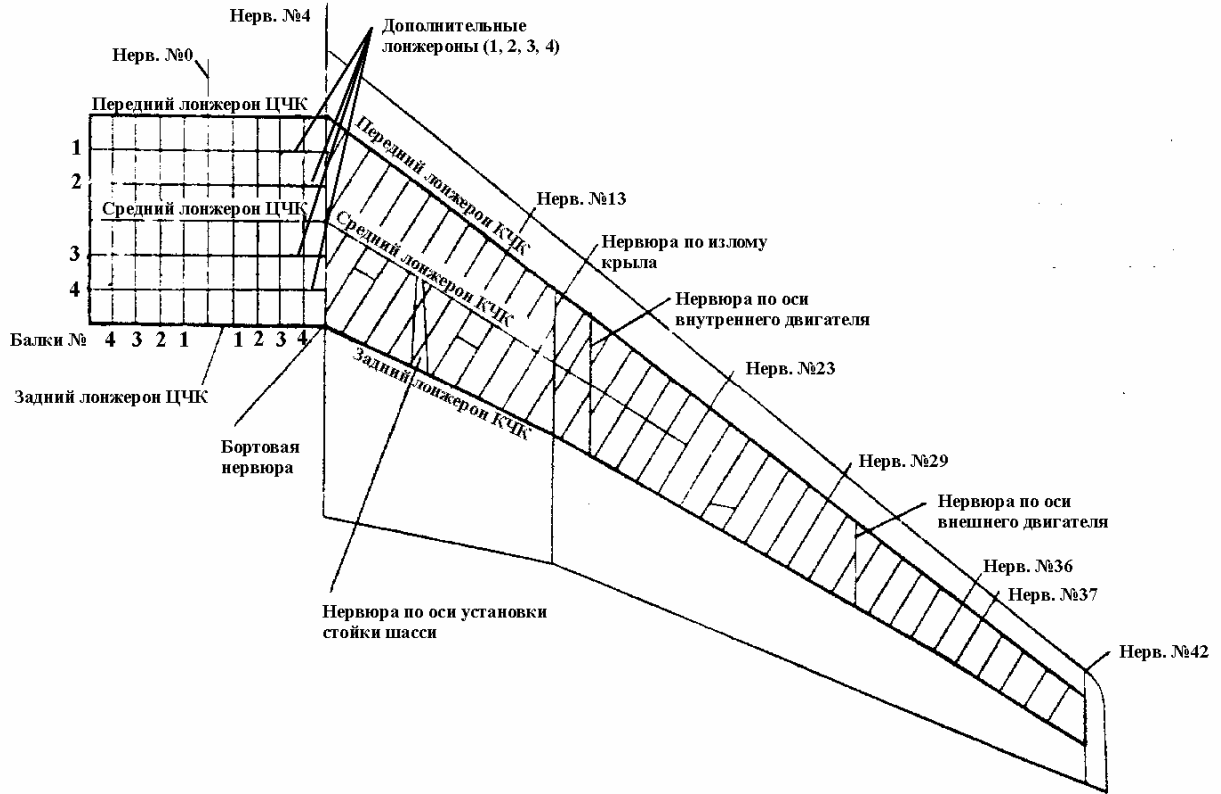


Рис.1.19. Основной каркас

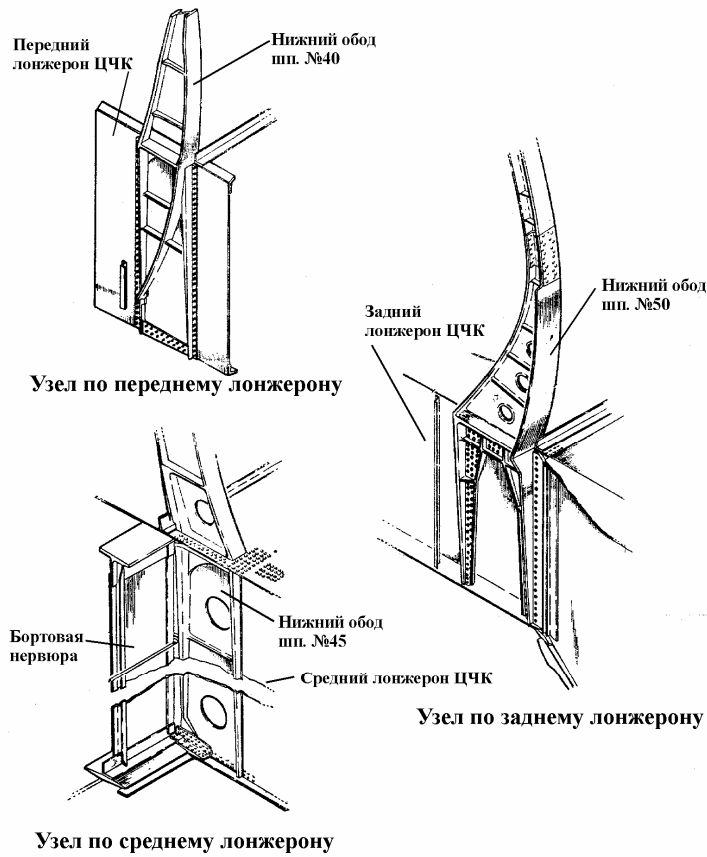
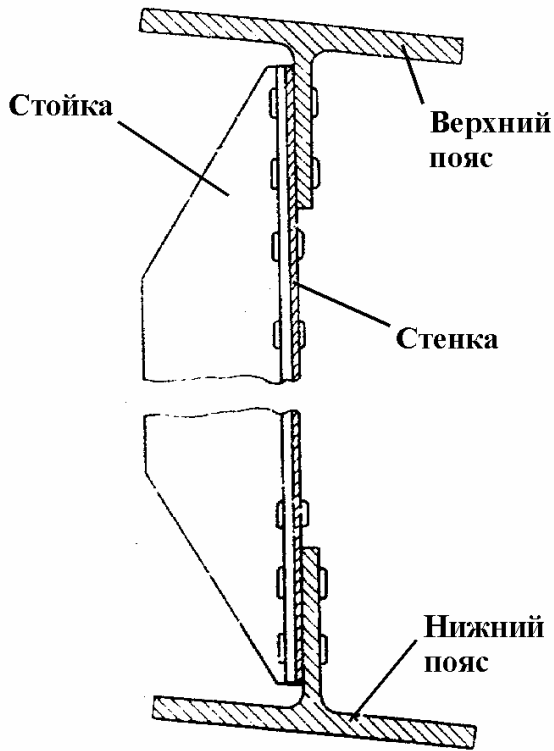
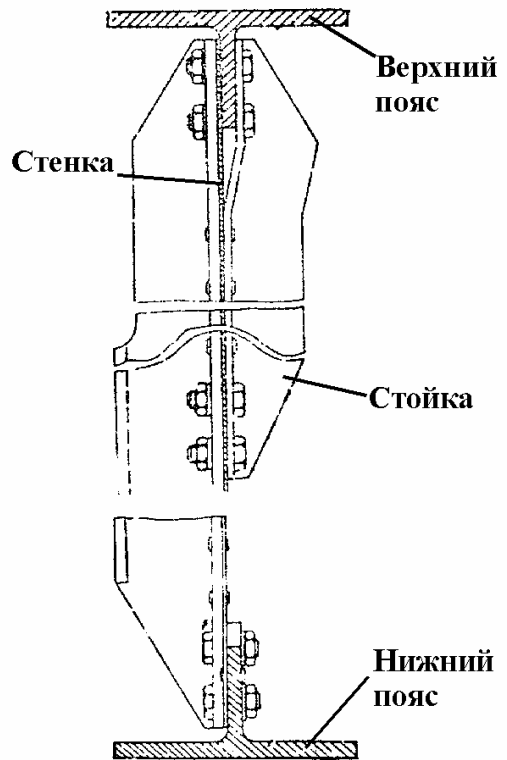


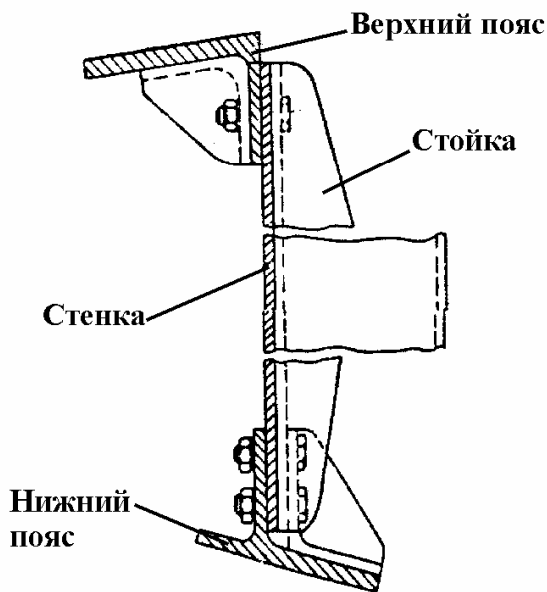
Рис.1.20. Узлы крепления крыла к фюзеляжу



Средний лонжерон



Дополнительный лонжерон ЦЧК



Передний лонжерон КЧК

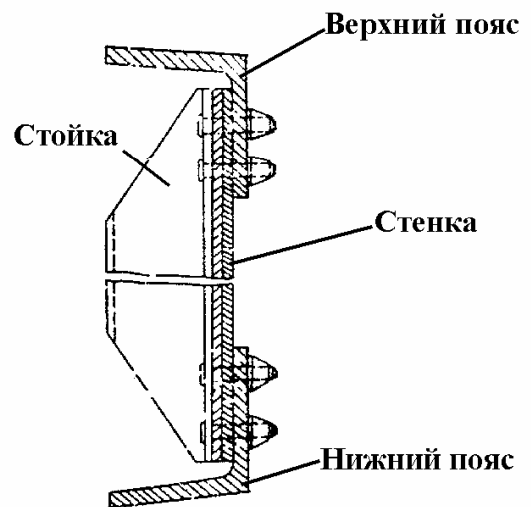
Задний лонжерон КЧК  
(на участке между нервюрой по  
излому и концевой нервюрой № 42)

Рис.1.21. Лонжероны крыла

Нервюры делятся на силовые и типовые или нормальные. Лишь некоторые силовые нервюры расположены параллельно продольной



оси самолета, большинство же нервюр и балки расположены перпендикулярно среднему лонжерону.

Силовые нервюры расположены в наиболее нагруженных местах, выполнены из монолитных поясов и стенок, усиленных стойками и фитингами (рис.1.22.а, б).

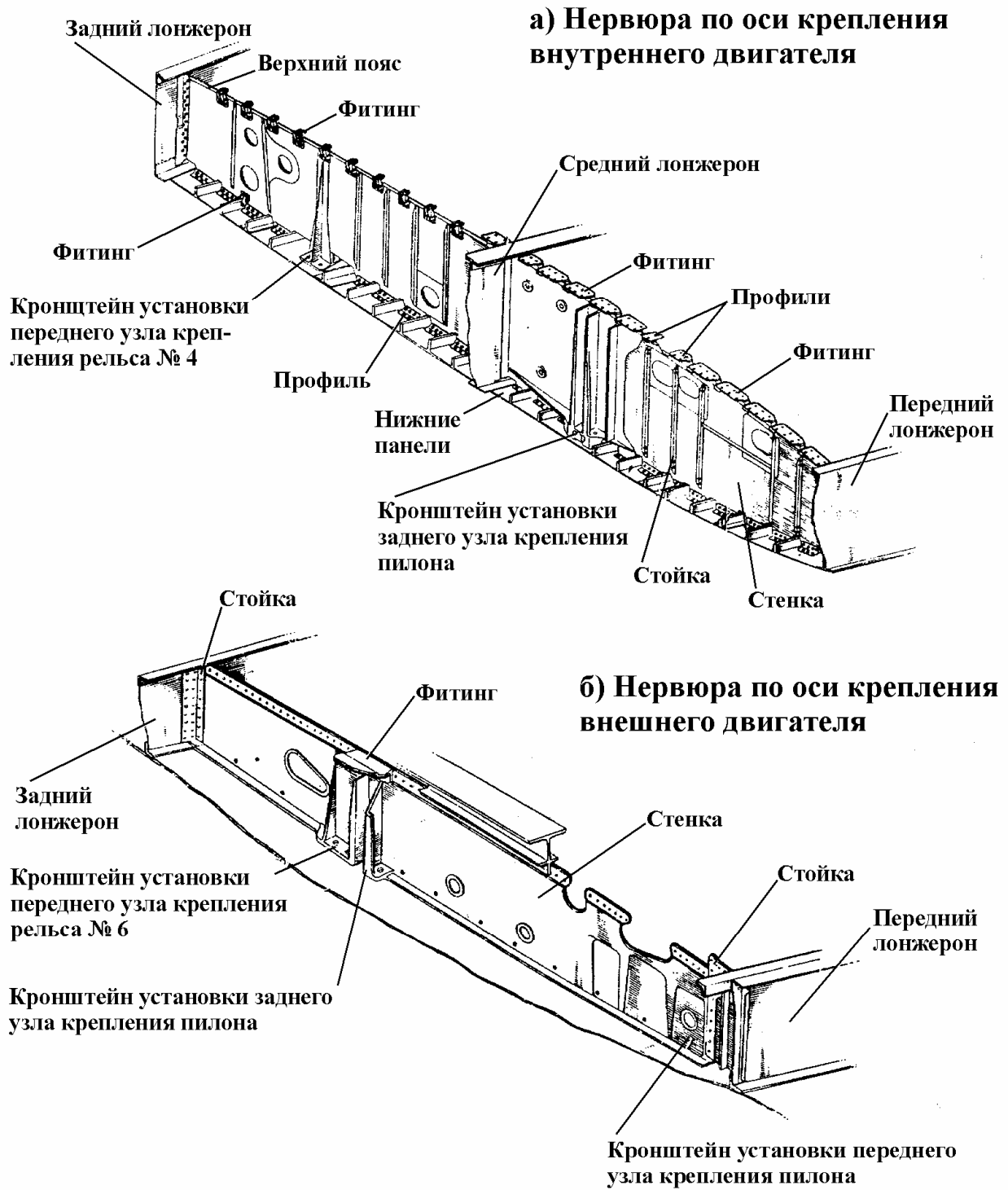
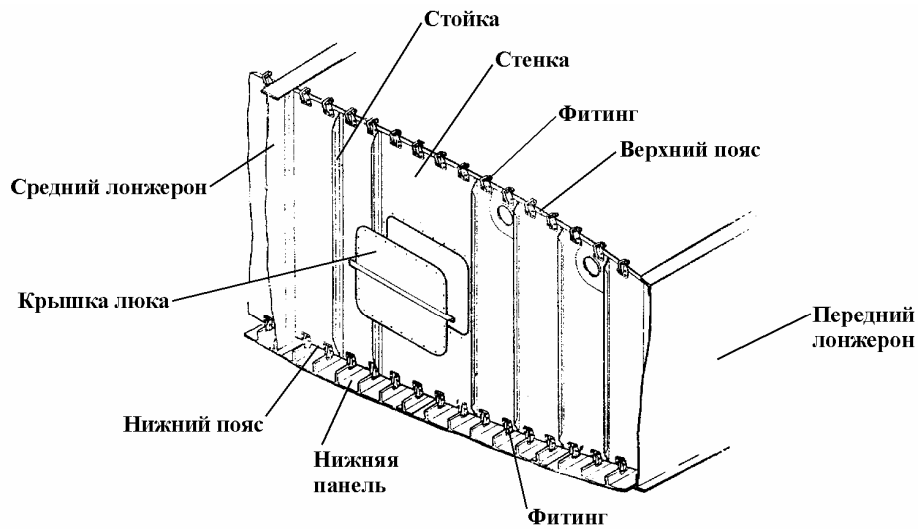


Рис.1.22. Силовые нервюры крыла

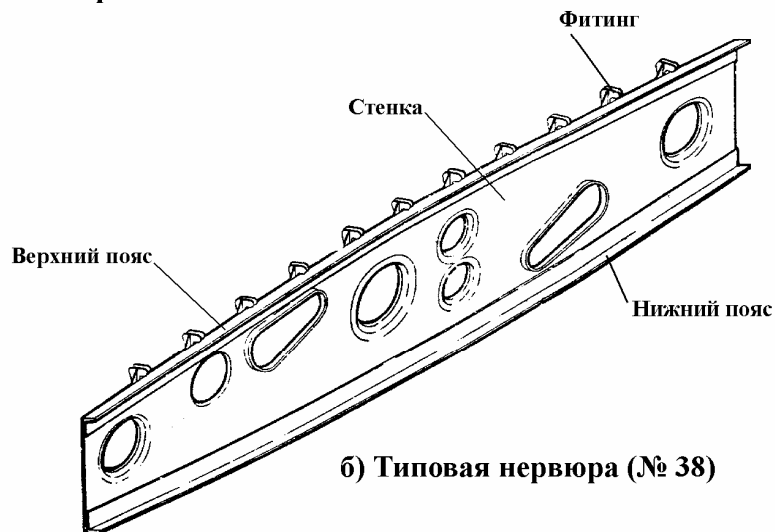
Нервюры-перегородки отделяют один топливный бак от другого, имеют внутришовную и поверхностную герметизацию.

Нервюры ограниченного перетекания топлива предназначены для демпфирования инерционных сил топлива. Они выполняются как сплошные стенки, по местам крепления к панелям имеют щели (рис.1.23.а).

Большинство нервюр, расположенных как в герметической, так и в негерметических частях крыла — типовые (рис.1.23.б). Нервюры штампуются из листового дюралюминия и могут иметь пояса из профилей уголкового сечения. Нервюры подкрепляют панели и формируют профиль крыла.



**а) Нервюра ограниченного перетекания топлива**



**б) Типовая нервюра (№ 38)**

**Рис.1.23. Нервюры крыла**

Балки-нервюры — это наполовину срезанные по высоте типовые нервюры. Они подкрепляют панель и одновременно экономят массу конструкции.

В крыле имеются так называемые вспомогательные конструкции. К ним относятся носовая и хвостовая части, концевые обтекатели и обтекатели рельсов наружных закрылков, отсек шасси и аэродинамические перегородки.

Каракас носовой части выполнен из носков, нервюр и стрингеров (или продольных балок). Носков нервюр более чем в два раза больше количества нервюр. Створки, листовая обшивка и панели с сотовым наполнителем создают обтекаемый контур. Основные элементы носовой части показаны на рис.1.24. Верхние панели носовой части — съемные, нижние —откидные.

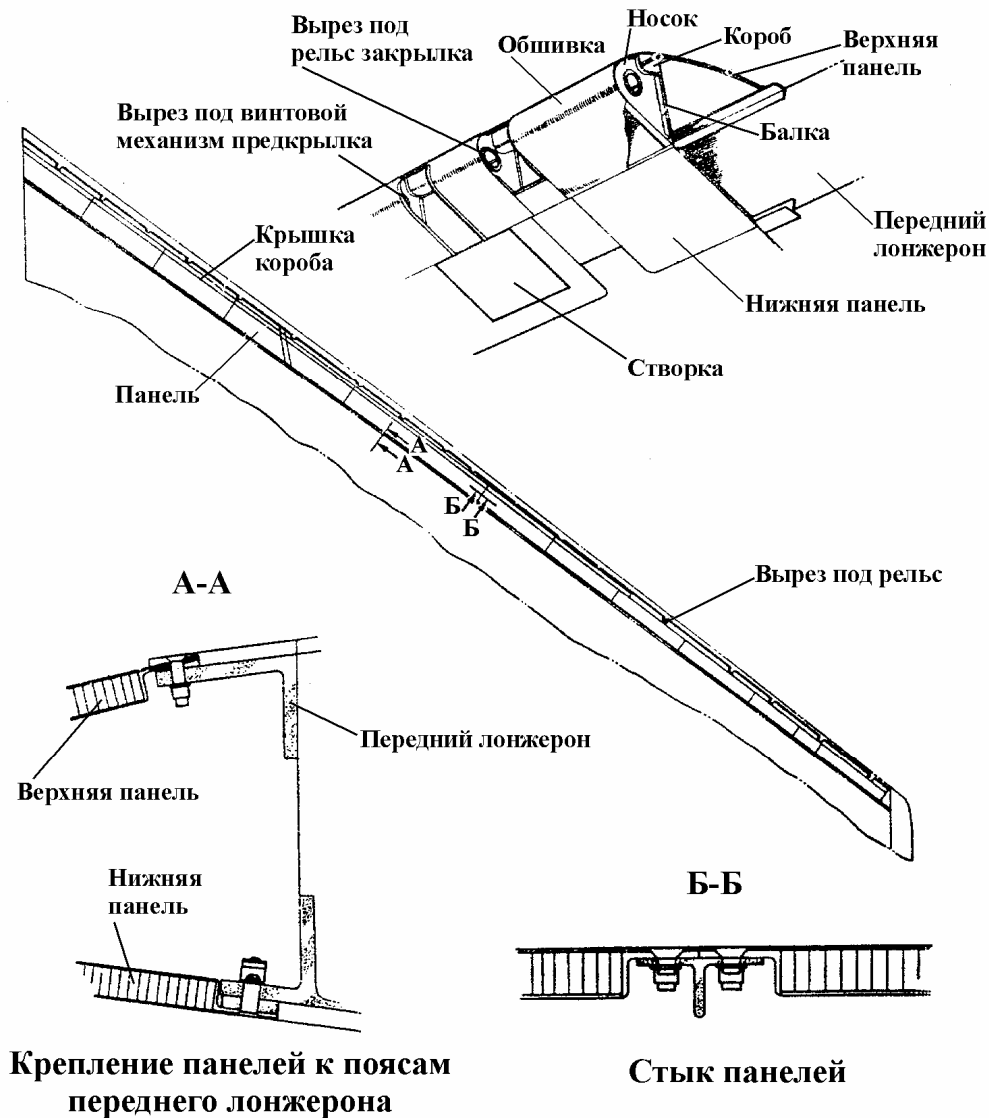
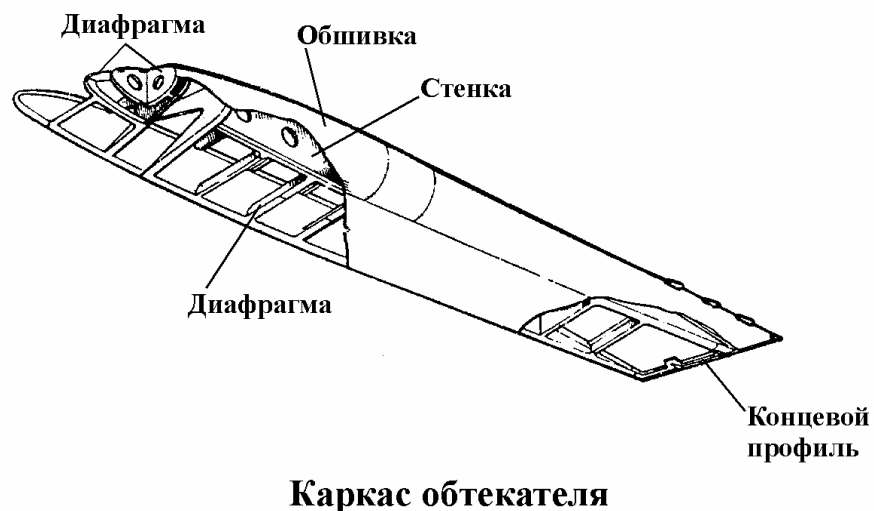


Рис.1.24. Носовая часть крыла

Хвостовая часть крыла расположена за задним лонжероном и образует профиль задней части крыла. Она состоит из хвостовиков, балки, верхних и нижних сотовых панелей. Нижние сотовые панели — откидные. Хвостовики формируют профиль и составляют поперечный силовой набор задней части крыла. Хвостовики представляют собой консольные балки. Варианты исполнения их разные: клепаные конструкции, штампованные кронштейны, плоские консоли, подкрепленные подкосом и т.д.

Следует отдельно отметить, что в конструкции крыла использованы три вида обшивки: монолитные панели с ребрами-стрингерами, листовая обшивка и панели с сотовым наполнителем. Первые установлены на основном каркасе кессона, являясь его верхними и нижними силовыми стенками. Следующие указанные виды обшивки используются для обшивки вспомогательных конструкций крыла. Использование комбинации различных видов обшивки позволило значительно снизить массу крыла, сохранив достаточную его прочность и жесткость. При этом улучшаются аэродинамические характеристики крыла и его поверхность.

С целью улучшения аэродинамических характеристик крыла использованы следующие конструктивные элементы: зализы, закрывающие стык крыла и фюзеляжа, аэродинамические перегородки, концевые обтекатели (рис.1.25), отклоняемые обтекатели по рельсам наружных закрылков, створки отсека шасси.



**Рис.1.25. Концевой обтекатель**

Для обслуживания систем и агрегатов в конструкции крыла предусмотрено большое количество люков-лазов, лючков, съемных и откидных панелей.

## **2. Средства улучшения взлетно-посадочных характеристик**

### **2.1. Общие сведения**

К основным взлетно-посадочным характеристикам относятся: скорость отрыва ( $V_{отр}$ ), скорость посадки ( $V_{нос}$ ), скорость захода на посадку ( $V_{зах.нос}$ ), длина разбега ( $L_p$ ), длина пробега ( $L_n$ ), взлетная дистанция ( $L_{взл}$ ), посадочная дистанция ( $L_{нос}$ ).

Они зависят от:

- аэродинамических свойств крыла (планера) самолета,
- наличия и свойств изменения продольного ускорения самолета,
- наличия средств обеспечения вертикальной тяги.

Классификация средств для улучшения взлетно-посадочных характеристик представлена на рис. 2.1.

#### **2.1.1. Механизация крыла**

Механизация крыла — устройства для изменения аэродинамических свойств крыла.

К ним относятся:

- устройства для увеличения несущей способности крыла при взлете и посадке,
- устройства для увеличения лобового сопротивления при пробеге и гасители подъемной силы.

#### **2.1.2. Принципы увеличения несущей способности крыла**

- увеличение кривизны профиля, что приводит к смещению кривой  $C_y=f(\alpha)$  влево и увеличения до известных пределов  $C_{y\max}$ ,
- увеличение площади крыла,



Рис.2.1. Классификация средств, улучшающих взлетно-посадочные характеристики самолетов

- отсос пограничного слоя (ПС),
- сдвиг пограничного слоя,
- увеличение циркуляции за счет уменьшения стреловидности в полете.

### 2.1.3. Механизация, увеличивающая несущую способность крыла

Щитки — это отклоняемая вниз часть нижней поверхности крыла, расположенная вдоль его задней кромки (см. рис.2.2.а). Прирост подъемной силы происходит за счет увеличения эффективной кривизны профиля. Кроме того, происходит отсос пограничного слоя с верхней поверхности крыла в зону разрежения между крылом и щитком, что также повышает  $C_{y\ max}$  и несколько уменьшает  $\alpha_{кр}$ .

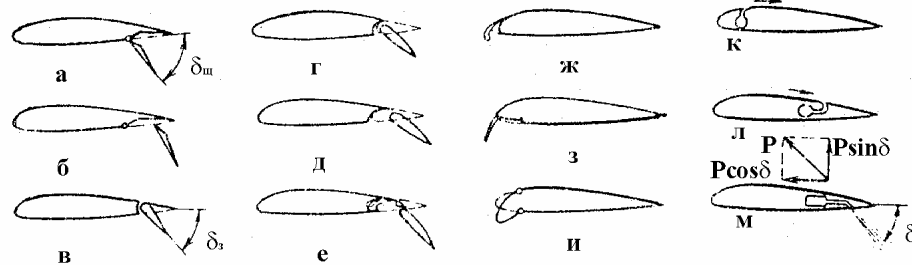


Рис.2.2. Виды механизации крыла, повышающие  $C_y$

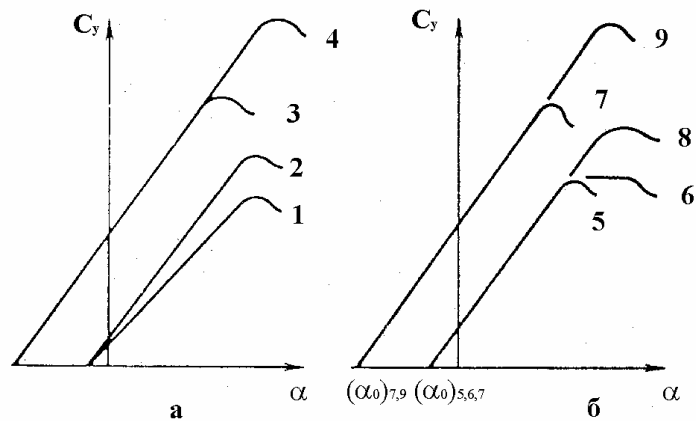


Рис.2.3. Зависимости  $C_y = f(\alpha)$  для крыльев с различными принципами механизации (а) и различными видами средств механизации (щитки и закрылки установлены на части крыла, незанятой элероном) (б): 1 – для исходного крыла; 2 – при увеличении площади крыла; 3 – при увеличении кривизны профиля; 4 – при затягивании срыва потока; 5 – для крыла без механизации; 6 – для крыла с концевым предкрылком; 7 – для крыла с закрылком; 8 – для крыла с предкрылком по всему размаху; 9 – при совместном использовании предкрылка и закрылка.

Более эффективными являются выдвижные щитки, так как отклонение их вниз с одновременным смещением к задней кромке крыла увеличивает площадь крыла (см. рис.2.2.б). Конструкция выдвижных щитков более сложная.

Отклоненные щитки существенно увеличивают сопротивление самолета, поэтому на взлете приходится отклонять их на меньший угол, хоть этим и снижается  $\Delta C_y$ . На стреловидных крыльях щитки не применяются, так как увеличение угла стреловидности резко снижает  $\Delta C_y$ .

Закрылки — это хвостовая часть крыла, отклоняемая вниз. Эффективность крыла с простыми закрылками (см. рис.2.2.в) сравнительно невелика, так как прирост  $\Delta C_{y_{max}}$  происходит только за счет изменения кривизны исходного профиля.

При отклонении щелевых закрылков (см. рис.2.2.г, е) между ними и крылом образуется профилированная щель.

Выдвижной щелевой закрылок (см. рис.2.2.д) увеличивает также площадь крыла. Щелевые закрылки можно использовать и на взлете. При небольших углах отклонения увеличение  $C_y$  вызывает малый прирост  $C_x$ .

При увеличении угла отклонения эффективность закрылков возрастает. Однако при больших углах отклонения однощелевых закрылков (более  $40^\circ$ ) возникает срыв потока, приводящий к падению  $C_y$  и могущий вызвать тряску. Поэтому на большинстве современных гражданских самолетов применяются высокоэффективные двухщелевые и трехщелевые закрылки, работающие без срыва потока до углов отклонения  $50...60^\circ$  (рис.2.2.е).

Использование закрылков всех типов приводит к некоторому снижению критического угла атаки.

Предкрылки — располагаются вдоль передней кромки крыла, образуя при выпуске профилированную щель (рис.2.2.ж), обеспечивающую более устойчивое обтекание крыла на больших углах атаки.

Собственная подъемная сила предкрылка обуславливает образование за ним заметного скоса потока. Скос потока и увеличение скорости пограничного слоя препятствуют срыву потока и приводят к увеличению  $C_{y_{max}}$  и  $\alpha_{крит}$  крыла. Концевые предкрылки обеспечивают



эффективность элеронов на больших углах атаки. Кроме того, увеличивая  $C_{y \max}$  концевых участков крыла, они ограничивают потери подъемной силы, когда начинается срыв потока с его корневой части. У крыла с положительной стреловидностью (с тенденцией к концевому срыву потока) предкрылки целесообразно устанавливать на большей части размаха крыла. Различают предкрылки фиксированные, автоматические и управляемые.

Разновидностью предкрылков являются передние щитки, отклоняемые на  $120...150^0$  (предкрылки Крюгера), с простой конструкцией (рис.2.2.3). Они увеличивают кривизну носовой части профиля крыла и повышают  $C_{y \max}$  и  $\alpha_{крит}$ . Однако достигнутый при помощи этих средств  $C_y$  довольно резко снижается при превышении  $\alpha_{крит}$ . Отклоняемые носки устанавливаются на крыльях, где затруднено размещение механизмов. Они менее эффективны, чем предкрылки. Предкрылки Крюгера повышают безопасность полетов.

Обычно предкрылки используют совместно со щитками или закрылками, что дает увеличение  $C_{y \max}$  без большого роста  $\alpha_{крит}$  (кривая 9 на рис.2.3.б).

Зависающие элероны. Площадь, занимаемая закрылками, обычно ограничена. Для компенсации этого на легких самолетах применяют «зависающие» элероны или элероны-закрылки, которые могут дополнительно отклоняться вниз на угол  $\delta_z < \delta_{пред}$ , где  $\delta_{пред} < \delta_{крит}$  — предельный угол отклонения элерона, еще не приводящий к срыву потока. Разность углов  $\delta_{пред} - \delta_z$  определяет отклонение элеронов-закрылков как элеронов и должна обеспечивать требуемую поперечную управляемость.

Функции элеронов-закрылков могут выполнять флапероны-элероны, хвостовые части которых отклоняются, как закрылки.

В табл.2.1 приведены некоторые аэродинамические характеристики для различных видов механизации при размещении ее по всему размаху нестреловидного крыла, имеющего удлинение  $\lambda = 6$ , относительную толщину  $\bar{c} = 0,17$ ,  $\alpha_{крит} = 17^0$ ,  $C_{y \max} = 1,4$ ,  $C_x = 0,14$  (при  $C_{y \max}$ ). Относительная хорда закрылков и щитков  $b = 0,3$  предкрылков —  $0,05$ .

Таблица 2.1

Вид механизации	$\delta_{опт}^0$	$\alpha_{крит}^0$	$\Delta C_{уmax}$	$C_x$ при $C_{уmax}$
Щиток				
- простой	50	14	0,87	0,05
- выдвигной	60	13	1,10	0,06
Закрылок				
- простой	45	12	0,66	0,02
- щелевой	45	18	0,70	0,01
- выдвигной одно- щелевой	40	13	1,54	0,01
- выдвигной двухще- левой	60	12	1,7	0,005
Предкрылок	—	28	0,4	0,02
Выдвигной щелевой закры- лок и предкрылок	50	24	1,95	0,045
Примечание: $\delta_{опт}$ — оптимальный угол отклонения щитка или за- крылка, при превышении которого интенсивно растет $C_x$ . Значения $\alpha_{крит}$ , $\Delta C_{уmax}$ , $C_x$ даны для $\delta_{опт}$ .				

Большинство средств механизации обычно размещаются в центральной части крыла, свободной от элеронов. Чем больше участок площади крыла  $S_m$ , на обтекание которого они влияют, тем выше их эффективность.  $S_m$  увеличивается при большом  $\eta$  крыла и за счет наплывов.

Для механизированного крыла  $C_y$  на определенном угле атаки можно приближенно определить по формуле:  $C_y = C_{y б.м.} + \Delta C_{y м} S_m/S$ , где  $C_{y б.м.}$  — коэффициент подъемной силы крыла без механизации,  $\Delta C_{y м}$  — прирост подъемной силы крыла с механизацией по всему размаху.

#### 2.1.4. Энергетические средства увеличения подъемной силы крыла

Повысить подъемную силу крыла можно используя энергию силовой установки самолета. К энергетическим средствам увеличения подъемной силы относятся различные системы управления пограничным слоем (УПС).

УПС может осуществляться искусственным отсасыванием или сдуванием пограничного слоя с верхней поверхности крыла (см. рис.2.2.к, л). При этом расходуется часть мощности двигателя.

Система УПС с отсасыванием может также применяться для обеспечения ламинарного обтекания профиля на малых углах атаки с целью уменьшения  $C_x$  при крейсерском полете.

Более простыми, не допускающими существенных потерь тяги, являются системы со сдувом пограничного слоя сжатым воздухом, отбираемым от компрессоров ТРД или из второго контура ДТРД.

При сдуве пограничного слоя перед закрылком, струя с большой скоростью идет по контуру верхней стороны закрылка (эффект Коанда), что значительно увеличивает  $C_y$ .

Возможно использование струйных (реактивных) закрылков (см. рис.2.2.м). Струйный закрылок представляет собой профилированную щель, расположенную вдоль задней кромки крыла, через которую под углом  $\delta$  выходит струя воздуха, отобранного от компрессора реактивного двигателя, или струя выхлопных газов. Выходящая струя увлекает за собой воздух, обтекающий крыло, и увеличивает скорость его движения. Циркуляция потока вокруг профиля увеличивается и возрастает аэродинамическая подъемная сила.

Вертикальная составляющая реактивной силы струи  $P \sin \delta$  создает дополнительную подъемную силу. Коэффициент подъемной силы крыла с реактивным закрылком  $C_{y \text{ п.з.}}$  равен сумме коэффициентов от действия аэродинамических сил  $C_{y1}$  и от реактивной силы  $C_{y2}$ . Значение коэффициента  $C_{y \text{ max п.з.}}$  при этом может достигать 10...12, значительно улучшая взлетно-посадочные характеристики самолета.

Составляющая  $P \cos \delta$  добавляется к тяге двигателей. Коэффициент импульса струи характеризует эффективность энергетических средств:

$$C_{\mu} = m_c V / (qS'),$$

где  $m_c$  — секундный массовый расход струи через щели системы УПС или реактивного закрылка, кг/с,  $V$  — скорость струи, м/с,  $q$  — скоростной напор полета, Н/м<sup>2</sup>,  $S'$  — часть площади крыла, на которую воздействует струя, м<sup>2</sup>.

На рис.2.4 показаны диаграммы аэродинамических характеристик крыла с системой УПС перед закрылком. При возрастании  $C_{\mu}$  увеличивается циркуляция, и до момента начала искривления графика происходит безотрывное обтекание. Однако эффективность увеличения  $C_{\mu}$  и отклонения закрылка  $\delta$  ограничены. Из рис. 2.4а следует, что для достижения больших  $\Delta C_y$  наиболее отклонение  $\delta$  до  $60^\circ$  и повышение  $C_{\mu}$  до 0,2. Рис. 2.4б показывает, что при  $C_{\mu}$  более 0,1 прекращается увеличение  $K_{max}$ , а рост  $C_{y\ max}$  замедляется.

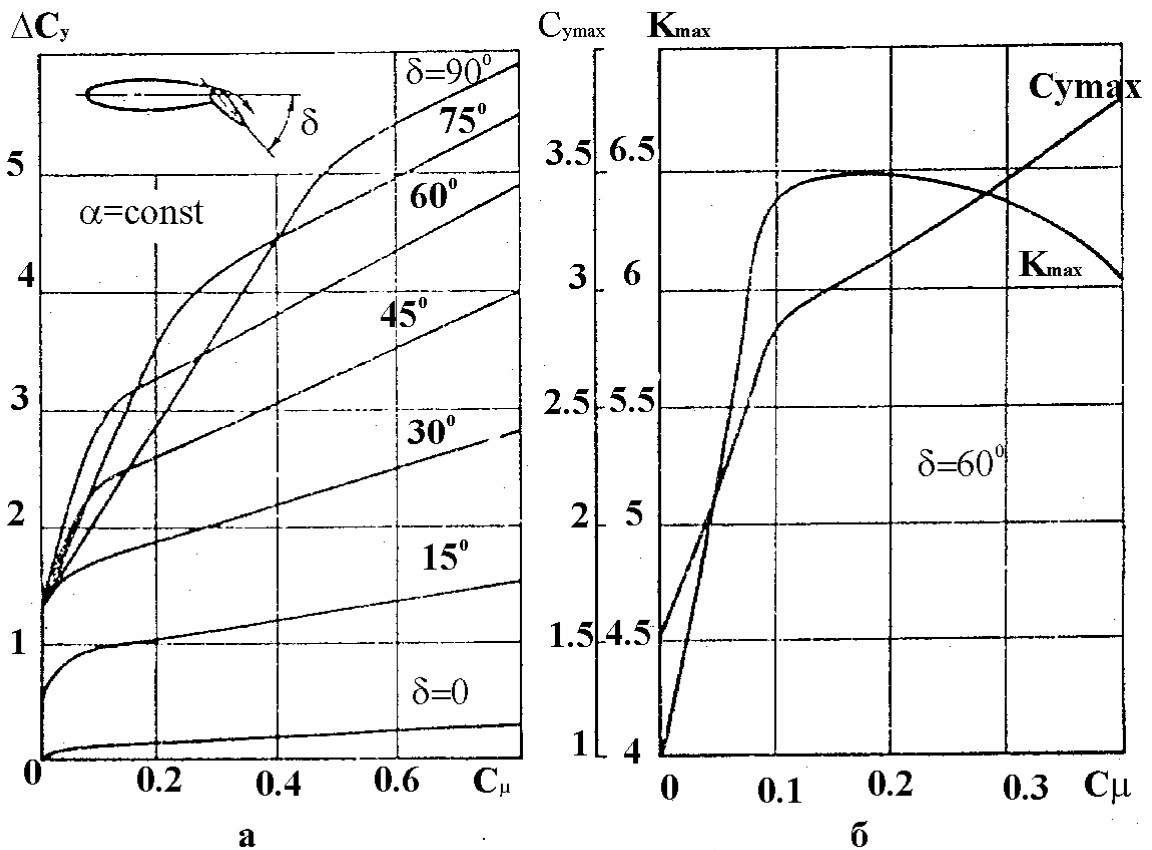


Рис.2.4. Аэродинамические характеристики крыла с системой УПС перед закрылком (а, б)

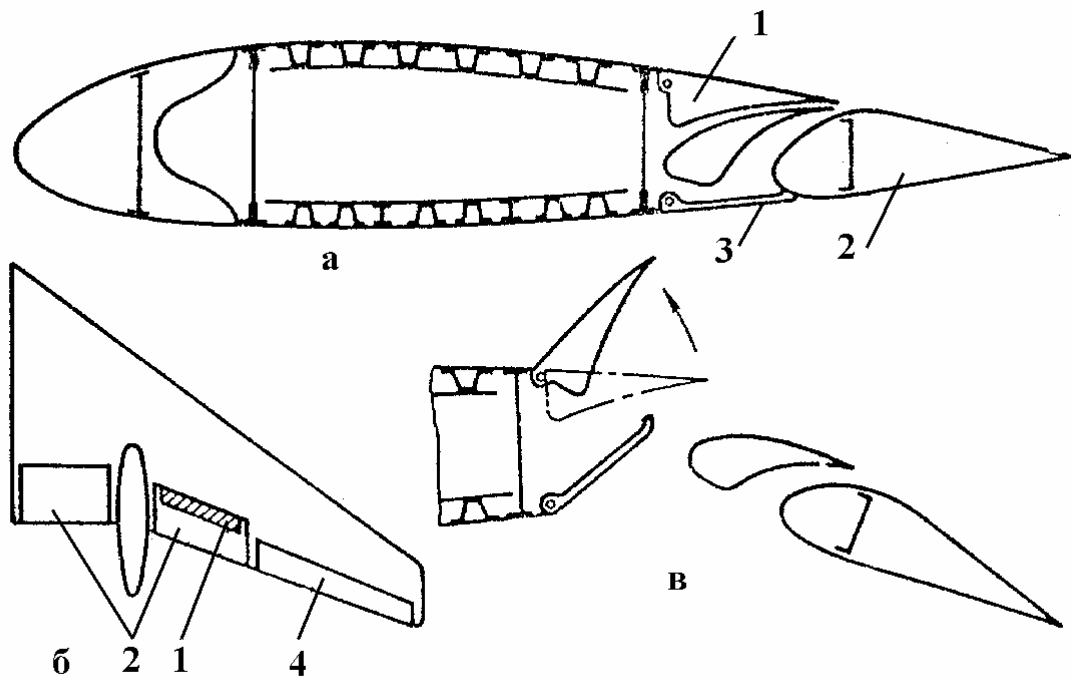
Недостатком энергетических средств увеличения подъемной силы является зависимость их от силовой установки самолета. Значи-

тельный отбор воздуха или газов для получения больших значений  $C_{\mu}$  возможен лишь на повышенных режимах работы двигателей.

### 2.1.5. Механизация, увеличивающая лобовое сопротивление и уменьшающая подъемную силу

Аэродинамические тормоза или тормозные щитки — щитки, расположенные над или под крылом, реже не фюзеляже, отклоняемые для уменьшения пробега.

Интерцепторы (спойлеры) — щитки, расположенные на верхней поверхности крыла, при отклонении которых увеличивается  $C_x$  и одновременно уменьшается  $C_y$  за счет возникающего при отклонении его срыва потока (рис. 2.5).



**Рис.2.5. Размещение интерцептора и других средств механизации на крыле (а, б) и схема открытия интерцептора (в): 1 – интерцептор; 2 – закрылок; 3 – подвижная створка; 4 – элерон.**

Они используются для увеличения угла снижения, а также как гасители подъемной силы при приземлении, что сказывается на эффективности торможения колес. В ряде случаев интерцепторы использу-

ются для поперечного управления самолетом, когда они работают совместно с элеронами при достаточно большом угле отклонения последних.

#### Средства увеличения продольного ускорения

Эти средства не влияют на скорость отрыва, но приводят к уменьшению времени и дистанции разбега. К ним относятся:

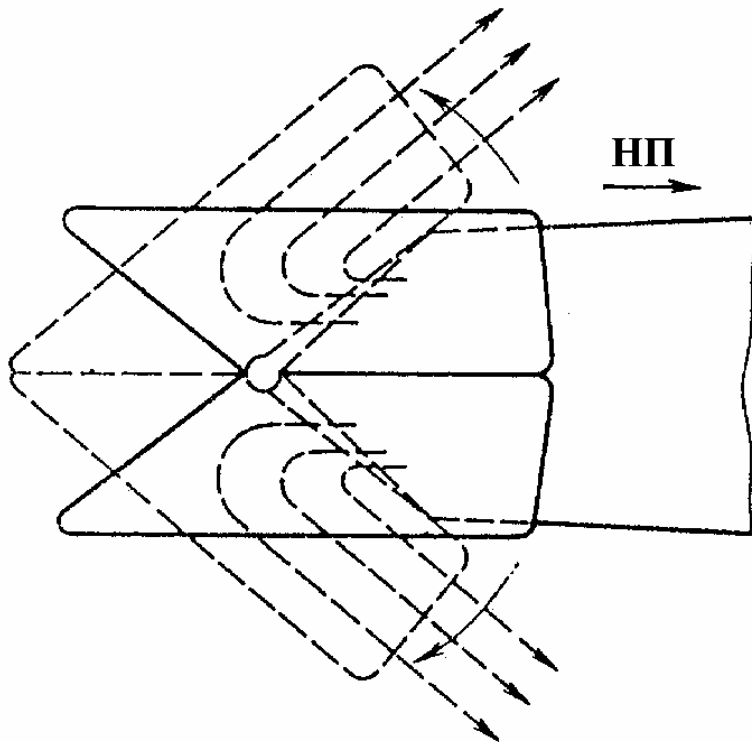
- форсирование двигателей при разбеге дополнительным впрыском топлива,
- применение стартовых ускорителей.

Перечисленные средства в гражданской авиации применяются редко.

#### Средства уменьшения продольного ускорения

Кроме средств механизации, служащих для этой цели, используются:

- тормозные парашюты,
- реверс тяги – устройство, позволяющее изменить направление тяги двигателей ( рис.2.6), тот же эффект достигается переводом лопастей винта на отрицательные углы атаки,



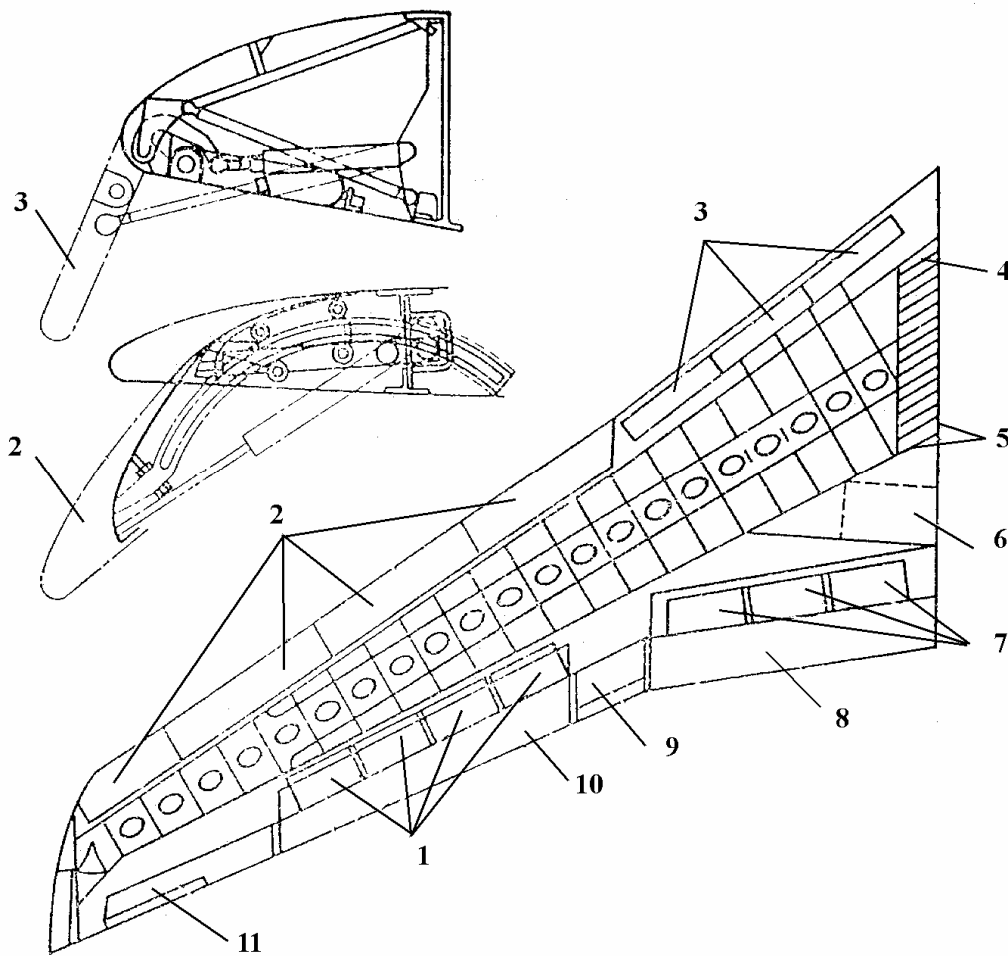
**Рис.2.6. Схема реверса тяги**

— торможение колес, которое является основным средством гашения поступательной скорости самолета.

## 2.2. Особенности конструкции и нагрузки средств механизации крыла

### 2.2.1. Конструкция некоторых элементов механизации

Крыло современных гражданских самолетов имеет мощную механизацию по передней и задней кромкам. В качестве примера приводится схема крыла самолета Боинг-727 (рис.2.7).

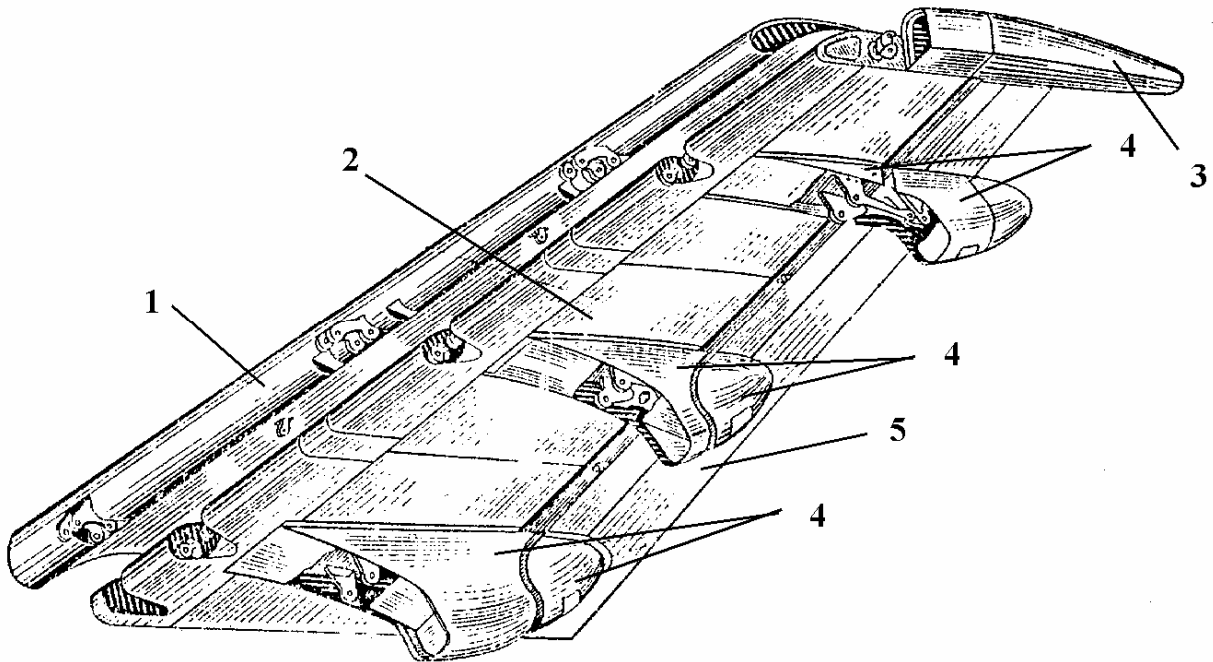


**Рис.2.7. Схема крыла и конструкция предкрылков на самолете Боинг 727:** 1 – интерцепторы, служащие для управления в полете; 2 – щелевые предкрылки; 3 – щитки Крюгера; 4 – передний лонжерон; 5 – задний лонжерон; 6 – люк главных опор шасси; 7 – спойлеры – воздушные тормоза; 8 – внутренний щелевой закрылок; 9 – внутренний элерон; 10 – внешний двухщелевой закрылок; 11 – внешний элерон.

Оно имеет щитки Крюгера 3 в корневой части крыла, предотвращающие выход на закритические углы атаки, предкрылки 2 и двухщелевые закрылки 8, 10, увеличивающие несущую способность крыла; интерцепторы 1 для управления в полете, спойлеры — воздушные тормоза 7.

По конструкции элементы средств механизации представляют собой тонкостенные балки на двух и более опорах, отклоняемые с помощью гидравлических или электрических приводов.

Конструкция средств механизации крыла самолета Ту-154 представлена на рис.2.8...2.11.

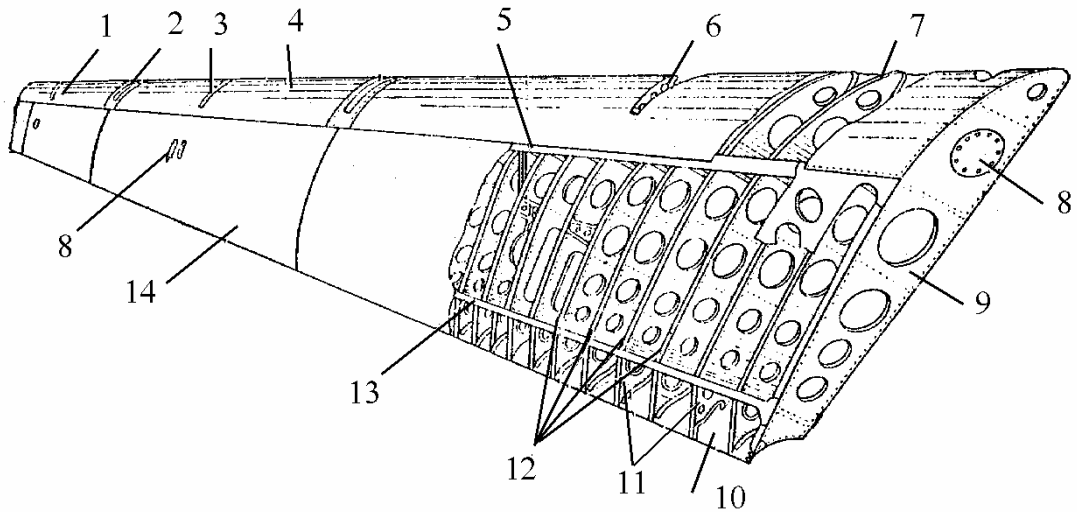


**Рис.2.8. Общий вид закрылка отъемной части крыла самолета Ту-154:** 1 — дефлектор; 2 — средняя часть; 3 — обтекатель винта подъемника; 4 — обтекатели механизмов закрылка; 5 — хвостик.

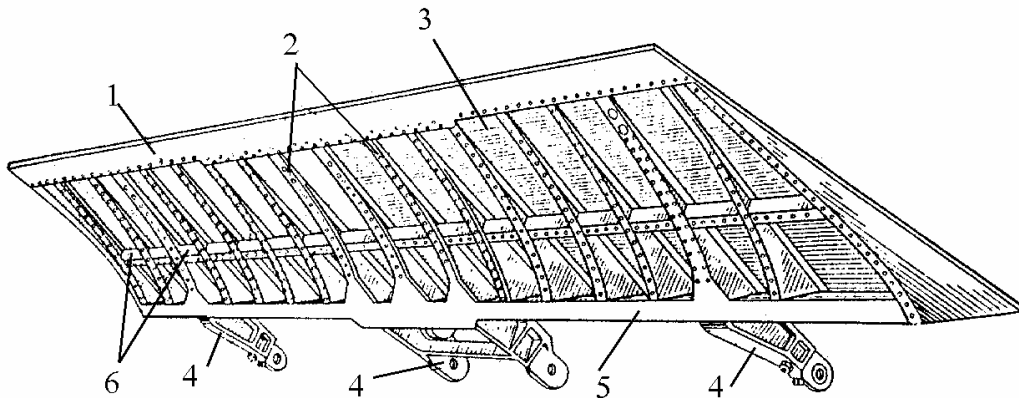
Как и крыло они обычно имеют каркас из продольного и поперечного наборов и обшивку. Часто для них используются композиционные материалы и многослойные конструкции.

Варианты механизмов навески щелевых закрылков даны на рис. 2.12 и 2.13. На рис. 2.12 изображен однощелевой закрылок центроплана крыла самолета Ан-24, а на рис. 2.13 — трехщелевой выдвижной закрылок самолета Ту-154.

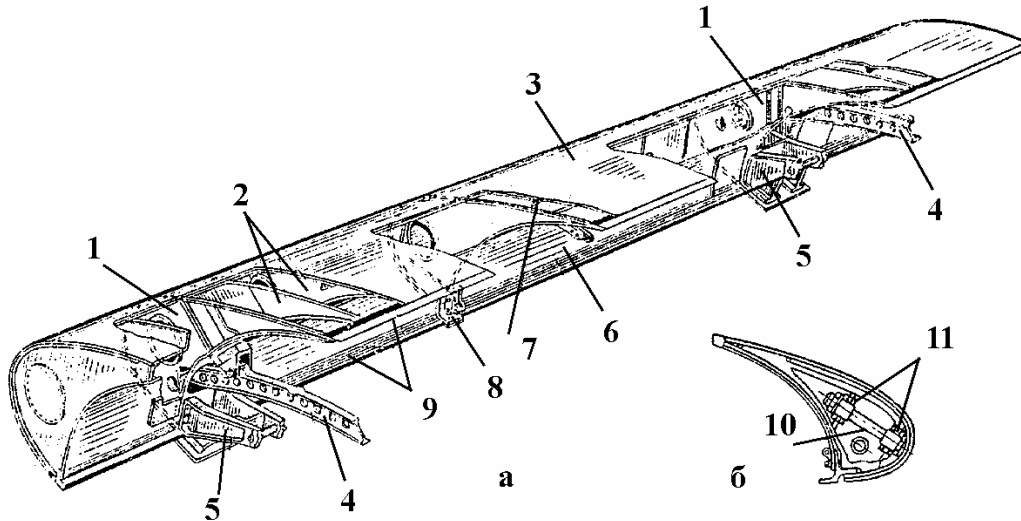




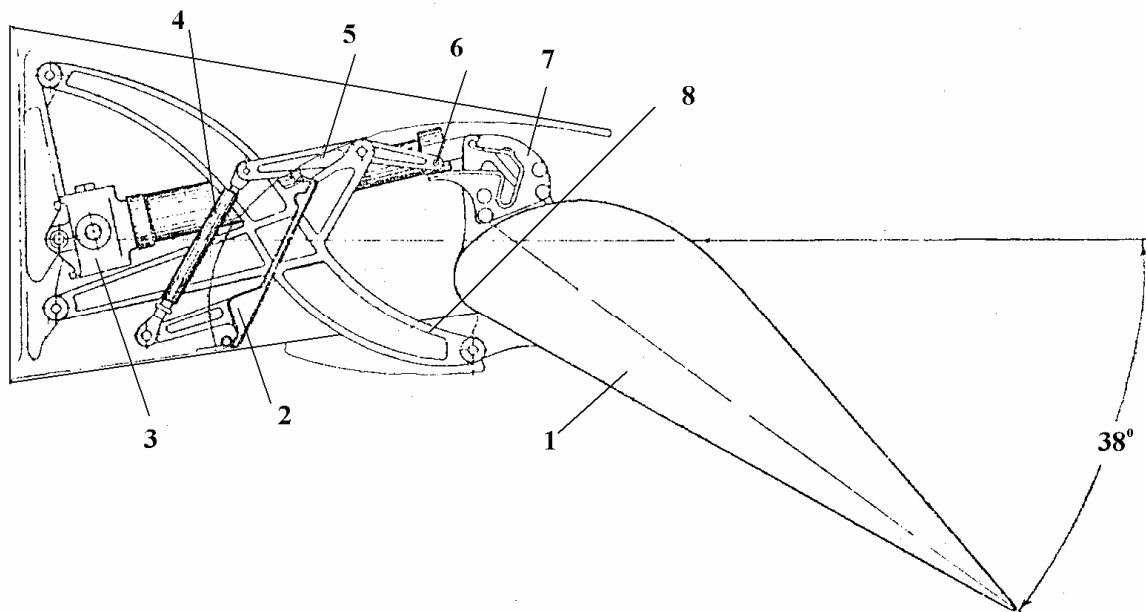
**Рис.2.9. Средняя часть внешнего закрылка самолета Ту-154:** 1 – опора закрылка №5; 2 – дополнительная опора дефлектора; 3 – опора закрылка №4; 4 – обшивка носка; 5 – передний лонжерон; 6 – опора закрылка №3; 7 – носок нервюры; 8 – лючки для подхода к механизмам и узлам подъемников; 9 – торцевая нервюра; 10 – задняя зашивка; 11 – хвостики нервюр; 12 – средние части нервюр; 13 – задний лонжерон; 14 – обшивка.



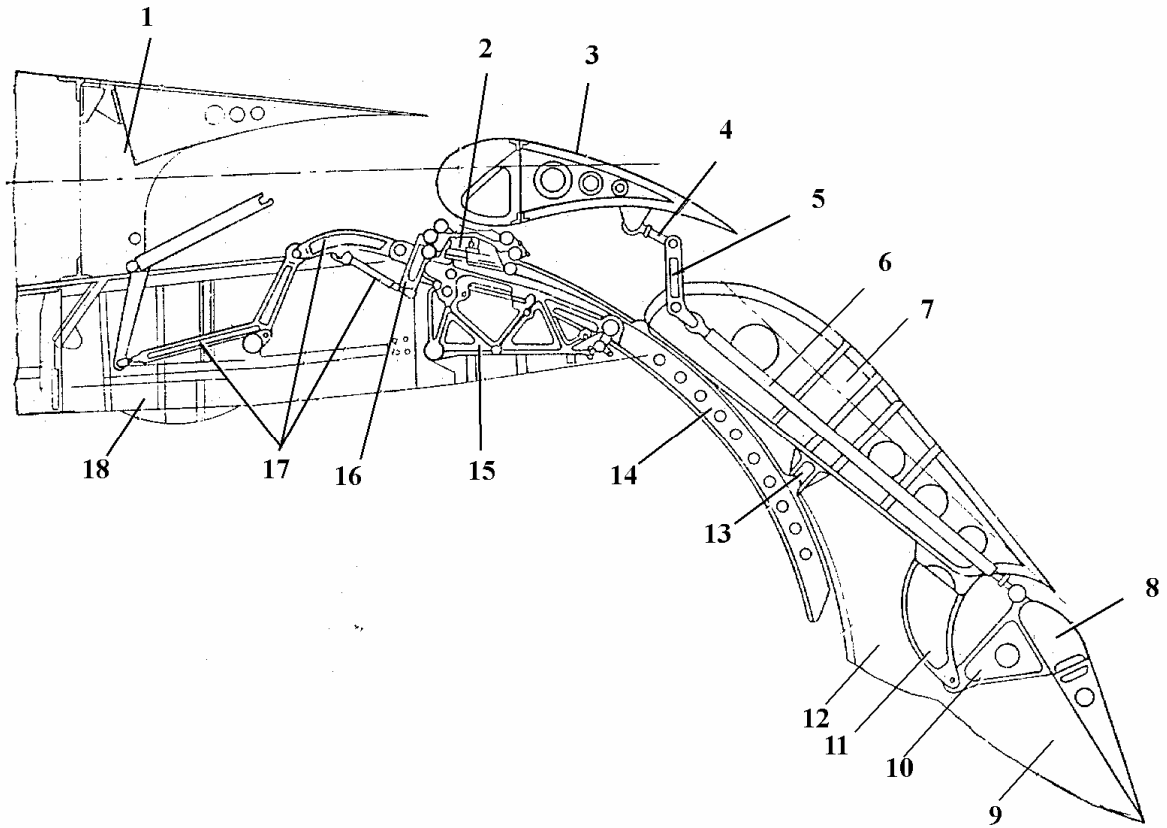
**Рис.2.10. Первый отсек среднего интерцептора (вид снизу, нижняя обшивка условно снята):** 1 – законцовочный профиль; 2 – нервюры; 3 – верхняя обшивка; 4 – кронштейн навески интерцептора; 5 – лонжерон; 6 – диафрагмы.



**Рис.2.11. Предкрылок самолета Ту-154:** а – внутренний предкрылок; б – схема соединения секций среднего и внешнего предкрылков; 1 – силовая нервюра; 2 – типовые нервюры; 3 – наружная обшивка; 4 – рельс; 5 – кронштейн крепления подъемника; 6 – внутренняя обшивка; 7 – стрингер; 8 – роликовый замок; 9 – профили; 10 – болт; 11 – кронштейны секций предкрылка.



**Рис.2.12. Закрылок центроплана Ан-24 в выпущенном на 38° положении:** 1 – закрылок; 2 – щиток; 3 – винтовой подъемник; 4 – тяга; 5 – качалка; 6 – ролик подшипника; 7 – направляющая качалки; 8 – кронштейн навески закрылка.



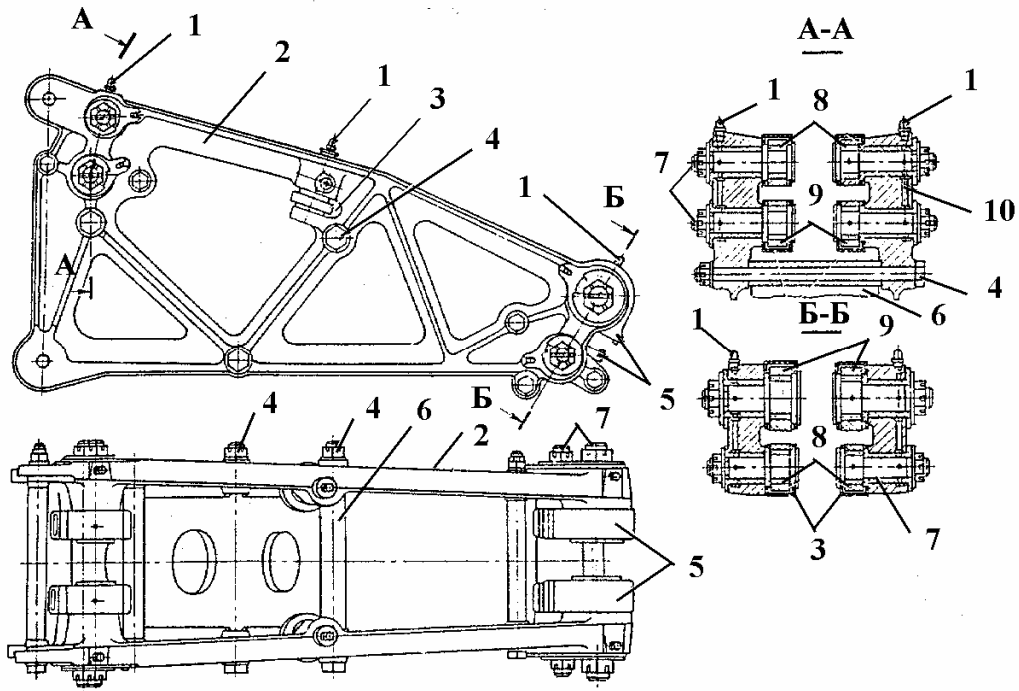
**Рис.2.13. Механизм закрылка самолета Ту-154**

Он состоит из трех звеньев: дефлектора 3, среднего звена 7 и хвостика 8. Конструктивной особенностью такого закрылка является закрепление опорных кареток 15 под нижней дужкой крыла в его силовых балках 18, а рельсов 14, перемещающихся в каретках — на среднем звене закрылка 7. Дефлектор имеет свои каретки 2, которые перемещаются по верхним поясам монорельсов. Кинематическая связь между дефлектором, средней и хвостовой частями закрылка осуществляется через шарнирно закрепленные рычаги и тяги 4, 5, 6.

Конструкция кареток 15 представлена на рис. 2.14.

### 2.2.2. Расчет нагрузки

Элементы механизации крыла находятся под воздействием воздушной нагрузки, которая в расчетах используется в виде погонной нагрузки  $q$  (Н/м), распределенной по размаху пропорционально хордам.



**Рис.2.14. Каретка закрылка:** 1 – масленка; 2 – рама; 3 – боковой ролик; 4 – стяжной болт; 5 – чехлы; 6 – распорка; 7 – пальцы; 8 – поддерживающие ролики; 9 – несущие ролики; 10 – эксцентровые втулки.

Для закрывков:  $q_{зак} = C_n b_{зак} q^3$ , где  
 $C_n = 4$  — для однощелевых закрывков,  
 4.5 ... 6 — для многощелевых закрывков,  
 5 ... 7 — для закрывков со сдувом от системы УПС,  
 $b_{зак}$  — хорда закрывка, м,  
 $q^3$  — эксплуатационное значение скоростного напора, определяемое по скорости выпуска механизации, Н/м<sup>2</sup>.

Для предкрылков  $q_{пред} = C_{Yпред} q^3 b_{пред}$ , где  $C_{Yпред}$  — коэффициент подъемной силы крыла, оснащенного предкрылками по всему размаху. Можно принять  $C_{Yпред} \approx 0.9$ ,  $b_{пред} = 0.15b_{кр}$  — хорда предкрылка.

Координата приложения погонной воздушной нагрузки по хорде элементов механизации может быть принята:

$$\bar{X}_{ц.д.} = \frac{X_{ц.д.}}{b_{мех}} \approx 0.4 \dots 0.45.$$

Нагрузка на отдельные звенья многощелевых закрывков может быть определена из рис. 2.15, учитывая, что

$$q_{\text{зак}} = \frac{p_1 + p_2}{2} b_{\text{зак}},$$

$$X_{\text{ц.д.}} = \frac{p_1 + 2p_2}{3(p_1 + p_2)}.$$

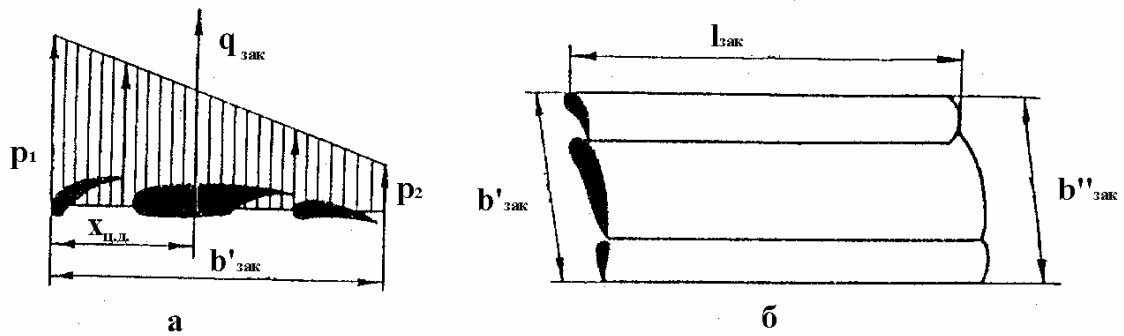


Рис.2.15. Эпюра удельных нагрузок трехщелевого закрылка

Определение реакций опорных роликов  $R_1$  и  $R_2$  каретки выдвигного закрылка и усилия подъемника  $T$  графическим способом представлены на рис. 2.16.

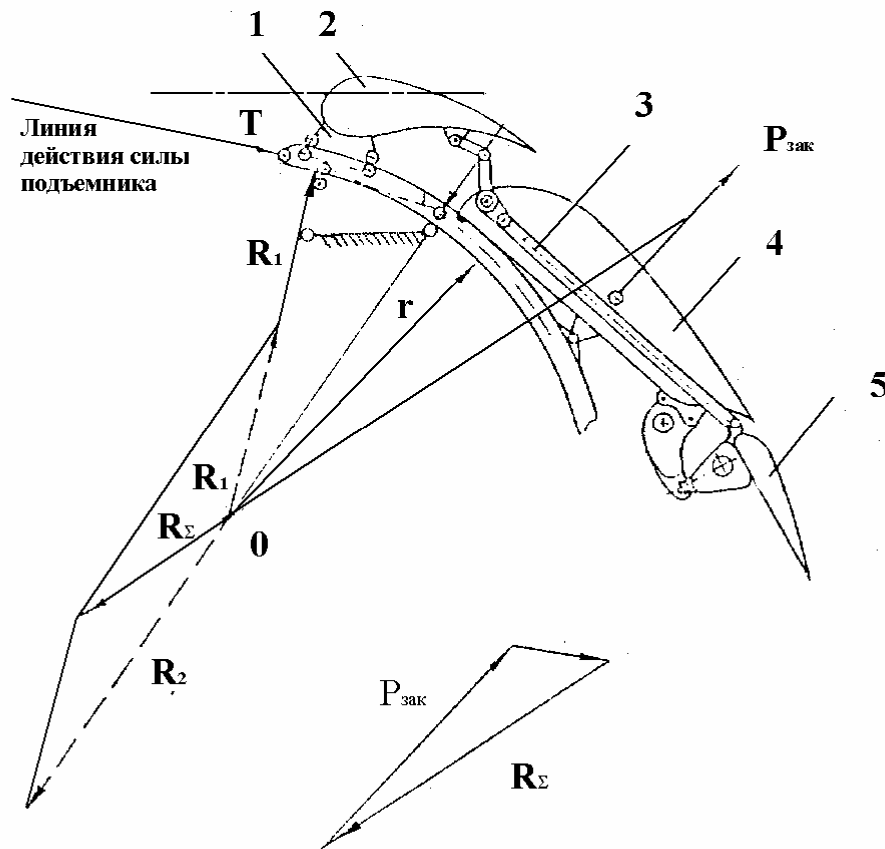


Рис.2.16. Определение опорных реакций выдвигного закрылка

## Литература

1. Житомирский Г.И. Конструкция самолетов.— М.: Машиностроение, 1995.— 416 с.
2. Конструкция и прочность летательных аппаратов гражданской авиации /Под общей редакцией К.Д. Миртова, Ж.С. Черненко. — М.: Машиностроение, 1991. — 448 с.
3. Шульженко М.Н. Конструкция самолетов. — М.: Машиностроение, 1971. — 416 с.
4. Яковлев Ю.А. Самолет Ил-86. Конструкция и летная эксплуатация. — М.: Воздушный транспорт, 1992. — 184 с.
5. Руководство по технической эксплуатации самолета Ил-86, 1981.
6. Самолет Ту-154. Конструкция и техническое обслуживание. — М.: Машиностроение, 1975. — 392 с.
7. Пассажирский самолет Ил-62./Под ред. Г.В. Новожилова. — М.: Машиностроение, 1981. — 359 с.
8. Авиация. Энциклопедия. /Гл. ред. Г.П. Свищёв. — М.: Большая Российская энциклопедия, 1994. — 736 с.

## Содержание

Введение .....	3
1. Крыло самолета и его работа под нагрузкой .....	5
1.1. Общие сведения о крыльях самолетов .....	5
1.2. Конструктивно-силовые схемы крыльев .....	9
1.3. Особенности конструкции стреловидных крыльев .....	17
1.4. Конструкционные материалы, используемые в конструкции крыла .....	20
1.5. Особенности конструкции крыла самолета Ил-86 .....	20
2. Средства улучшения взлетно-посадочных характеристик .....	29
2.1. Общие сведения .....	29
2.1.1. Механизация крыла .....	29
2.1.2. Принципы увеличения несущей способности крыла .....	29
2.1.3. Механизация, увеличивающая несущую способность крыла .....	31
2.1.4. Энергетические средства увеличения подъемной силы крыла .....	35
2.1.5. Механизация, увеличивающая лобовое сопротивление и уменьшающая подъемную силу .....	37
2.2. Особенности конструкции и нагрузки средств механизации крыла .....	39
2.2.1. Конструкция некоторых элементов механизации .....	39
2.2.2. Расчет нагрузки .....	43
Литература .....	46