

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР
Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени авиационный
институт им. С.П.Королева

А.С.Мостовой

РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ
ЭЛЕРОНОВ, МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ

Учебное пособие,
издание второе

Куйбышев, 1981

Расчет на прочность элеронов, механизации крыла и оперения.

М о с т о в о й А.С. - Куйбышев, КуАИ, 1981, с.44.

Учебное пособие "Расчет на прочность элеронов, механизации крыла и оперения" по курсу "Строительная механика и расчет самолета на прочность" написано в соответствии с программой курса для специальностей I610 и 0535 (вечернее отделение).

В пособии излагается определение нагрузок, работы элементов конструкции и расчет на прочность соответствующих агрегатов самолета.

Иллюстр. 33. библиография 5 назв.

Темплан 1981 г., поз. 94.

Рецензент - кафедра конструкции и прочности самолетов
Киевского института инженеров гражданской
авиации.

Утверждено на редакционно-издательском
совете института 28.II.79 г.

© Куйбышевский авиационный институт, 1981

РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕРОНОВ

Нагрузки, действующие на элерон.
Работа элементов конструкции

Элерон служит для обеспечения поперечной управляемости самолета. На элерон действуют воздушные и массовые нагрузки. Последними пренебрегают вследствие их малости.

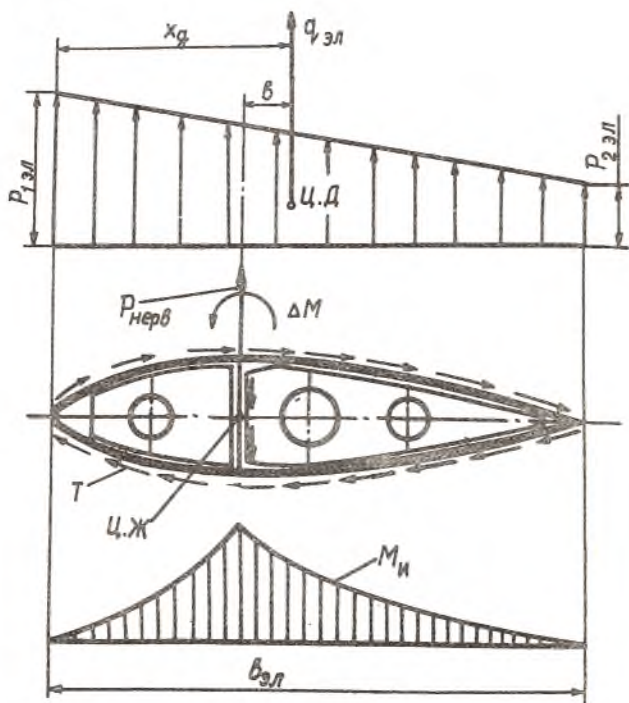


Рис. I.

Расчетные нагрузки на элерон регламентируются нормами прочности самолетов, которые предусматривают следующие расчетные случаи для элерона: нагружение неотклоненного элерона как части крыла в случае А'; нагружение отклоненного элерона в случаях В и С; нагружение отклоненного элерона на максимальной скорости.

Для всех случаев нормы прочности задают распределение удельной нагрузки $P_{эл}$ вдоль хорды и значение коэффициента безопасности f

Рассмотрим, например, определение нагрузок, действующих на элерон, для случая отклонения его на максимальной скорости.

Распределение удельных нагрузок $P_{эл}$ вдоль хорды задается эпюрой, изображенной на рис. 1. Удельная нагрузка $P_{эл}$ постоянна по размаху элерона, за исключением концевой участка, расположенного на длине $0,1$ полуразмаха от конца крыла, на котором нагрузка удваивается (см. рис. 2). Удельная нагрузка на передней кромке $P_{1эл}$ принимается равной $0,64q_{max}$, где $q_{max} = \frac{\rho v^2_{max}}{2}$ - скоростной напор.

На задней кромке $P_{2эл} = \frac{P_{1эл}}{3}$. Расчетные погонные нагрузки $q_{эл}$ по размаху элерона определяются по формуле

$$q_{эл} = \frac{P_{1эл} + P_{2эл}}{2} b_{эл} f = \frac{2}{3} P_{1эл} b_{эл} f. \quad (I)$$

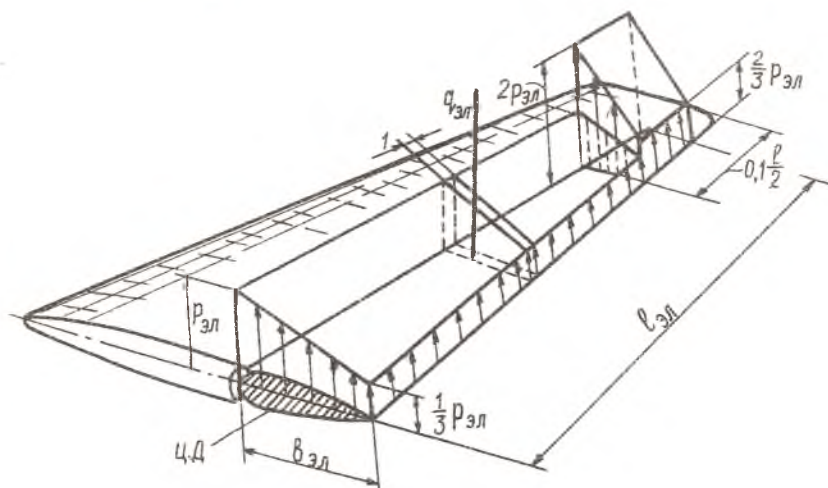


Рис. 2

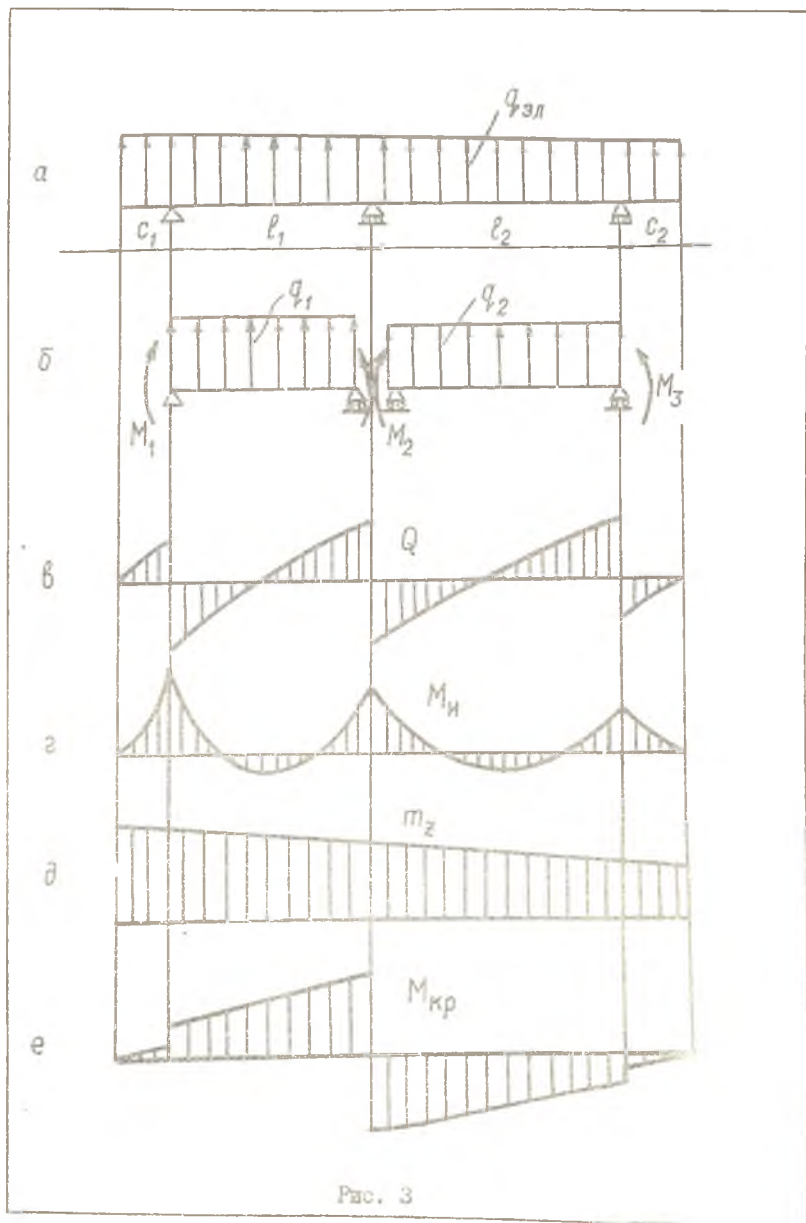
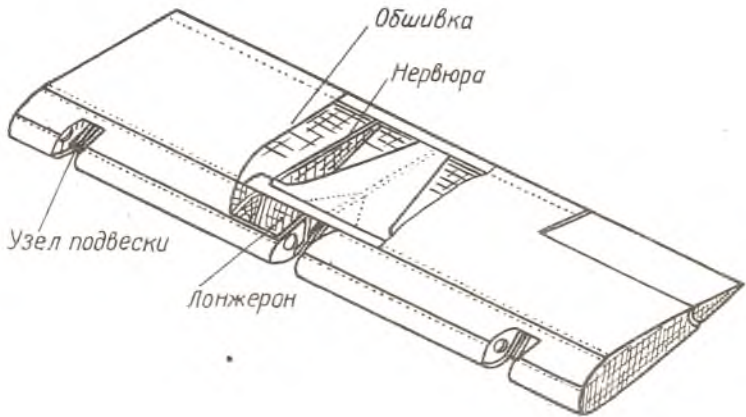


Рис. 3

Коэффициент безопасности f принимается равным 2.

Определив значение $q_{\text{ЭЛ}}$ для нескольких сечений, можем построить эпюру $q_{\text{ЭЛ}}$ по размаху элерона (рис. 3а).

Основными силовыми элементами элерона являются лонжерон, нервюры и обшивка (рис. 4). Элерон подвешивается к крылу на трех и более узлах.



Элерон

Рис. 4

Рассмотрим работу перечисленных элементов.

Воздушная нагрузка действует непосредственно на обшивку элерона и с нее передается на нервюры. При этом сила, нагружающая нервюру, определится из следующего равенства:

$$P_{\text{нерв}} = q_{\text{ЭЛ}}^{\text{ср}} t_n,$$

где t_n - шаг нервюры, $q_{\text{ЭЛ}}^{\text{ср}}$ - среднее на шаге нервюр значение $q_{\text{ЭЛ}}$.

Эта сила приложена в центре давления, который совпадает с центром тяжести эпюры $P_{\text{ЭЛ}}$. Относительно центра жесткости (ц.ж.) сечения элерона, совпадающего с осью лонжерона, сила $P_{\text{нерв}}$ дает момент $\Delta M = P_{\text{нерв}} b$ (см. рис. 1), нагружающий нервюру в ее плоскости. При этом нервюра опирается на тонкостенный двухзамкнутый контур, образованный обшивкой и стенкой лонжерона. Реактивные погонные

касательные силы T в этом контуре (действие контура на нервюру) уравновешивают момент ΔM и силу $P_{нерв}$ (рис. 1). Активные погонные силы T , равные показанным на рис. 1, но противоположно направленные (приложенные от нервюры к контуру), создают крутящий момент, накапливающийся от нервюры к нервюре и уравновешивающийся в плоскости тяги управления элероном (рис. 5). Этот момент меняется от нервюры к нервюре скачком на величину ΔM (рис. 5), однако мы условно в дальнейшем будем считать изменение его в полете непрерывным.

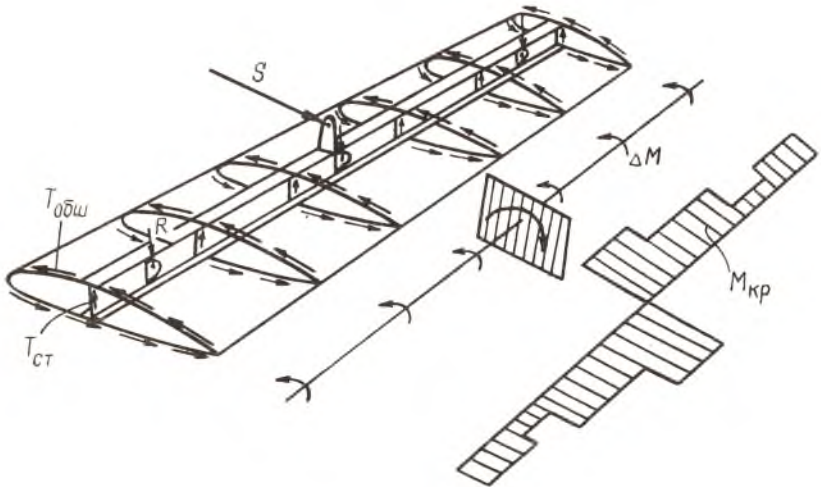


Рис. 5

Кроме того, погонные силы T , действующие по стенке лонжерона, создают в сечениях его перерезывающие силы и вызывают реакции R узлов подвески элерона к крылу (рис. 5). Последние определяются из расчета элерона как многоопорной балки, опертой на крыле в узлах подвески элерона. Эпюра изгибающих моментов для нервюры показана на рис. 1.

Построение эпюр поперечных сил и изгибающих моментов

Исходной для построения эпюр Q и M является полученная выше эпюра погонных нагрузок $q_{э\lambda}$ (см. рис. 3).

Элерон обычно представляет собой статически неопределимую балку, которая решается известными методами строительной механики. Так как величина $q_{э\lambda}$ по размаху элерона меняется незначительно, то с небольшой погрешностью можем трапециевидную эпюру $q_{э\lambda}$ заменить ступенчатыми прямоугольными со средними значениями $q_{э\lambda}$ в пролете между двумя смежными опорами (рис. 3). Изгибную жесткость элерона EJ примем также постоянной в пролете.

Тогда для раскрытия статической неопределимости можем воспользоваться известной из курса сопротивления материалов теоремой о трех моментах.

Рассмотрим, например, трехопорный и, следовательно, однажды статически неопределимый элерон (рис. 3).

Воспользовавшись обозначениями рис. 3, запишем уравнение для нашего случая в виде:

$$\frac{M_1 \ell_1}{J_1} + 2M_2 \left(\frac{\ell_1}{J_1} + \frac{\ell_2}{J_2} \right) + M_3 \frac{\ell_2}{J_2} = \frac{q_1 \ell_1^3}{4J_1} + \frac{q_2 \ell_2^3}{4J_2} \quad (2)$$

Здесь

$$M_1 = \frac{q_1 c_1^2}{2}; \quad M_3 = \frac{q_2 c_2^2}{2}.$$

Положительные направления q и M соответствуют направлениям, принятым на рис. 3. Из этой формулы при $J_1 = J_2 = const$ и $q_1 = q_2 = const$ получим

$$M_1 + 2M_2 \left(1 + \frac{\ell_2}{\ell_1} \right) + M_3 \frac{\ell_2}{\ell_1} = \frac{q \ell_1^2}{4} \left[1 + \left(\frac{\ell_2}{\ell_1} \right)^3 \right]. \quad (3)$$

Определив из уравнения (3) значение M_2 , находим опорные реакции от внешней нагрузки и момента M_2 в двух разрезных балках, а затем суммарную реакцию в средней опоре

$$R_2 = R_2^{лев} + R_2^{прав} = \frac{1}{2} (q_1 \ell_1 + q_2 \ell_2) + \frac{M_2 - M_1}{\ell_1} + \frac{M_2 - M_3}{\ell_2}$$

(положительная реакция направлена вниз) и строим эпюры поперечных

сил Q и изгибающих моментов M_y для элерона. Вид этих эпюр показан на рис. 3.

Построение эпюр крутящих моментов.
Расчет сечения

Из условия равенства нулю моментов относительно оси вращения элерона (рис. 6) получим

$$\int_l q_{\text{эл}} (b + c) dz = Sh,$$

откуда может быть найдено усилие S в тяге управления.

Примем, что центр жесткости сечения элерона лежит на оси его лонжерона. Тогда погонный крутящий момент m_z будет равен $q_{\text{эл}} b$, где " b " - расстояние от центра давления до оси лонжерона (до центра жесткости сечения).

Для трапециевидного распределения удельной нагрузки по хорде элерона положение центра давления относительно носка элерона (рис. 1)

$$x_g = \frac{P_{1\text{эл}} + 2P_{2\text{эл}}}{3(P_{1\text{эл}} + P_{2\text{эл}})}.$$

Для случая отклонения элерона на максимальной скорости

$$P_{1\text{эл}} = 3P_{2\text{эл}} \quad \text{и} \quad x_g = \frac{5}{12} b_{\text{эл}}$$

Суммируя погонные моменты от концов элерона к плоскости, в которой приложено усилие S (эту плоскость мы рассматриваем как заделку для элерона), и учитывая моменты относительно центра жесткости, создаваемые опорными реакциями, получим крутящие моменты в сечениях элерона

$$M_{\text{кр}} = \int_0^z q_{\text{эл}} b dz + \sum R_y^i c. \quad (4)$$

Здесь сумма распространяется на опорные реакции, расположенные между свободным концом элерона и рассматриваемым сечением (z).

Эпюры погонных крутящих моментов m_z и крутящих моментов $M_{\text{кр}}$ для элерона изображены на рис. 3.

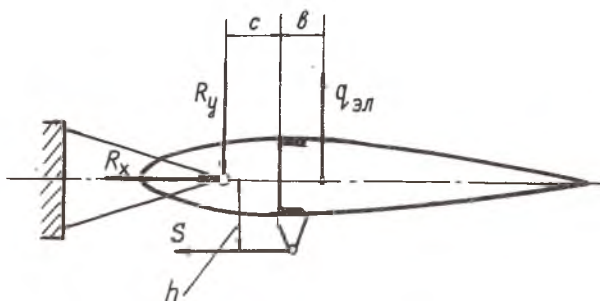


Рис. 6

По найденным значениям Q , M_u , $M_{кр}$ проводим приближенный расчет сечений элерона на прочность, для чего принимаем следующие допущения:

поперечная сила Q нагружает стенку лонжерона;

изгибающий момент M_u воспринимается поясами лонжерона;

крутящий момент $M_{кр}$ воспринимается замкнутым контуром обшивки (рис. 7а). В последнем случае пренебрегаем влиянием стенки лонжерона на распределение касательных напряжений от кручения (т.е. рассматриваем однозамкнутый контур), так как потоки этих напряжений, вызванные первым и вторым контуром сечения на стенке, направлены в противоположные стороны (рис. 7б).

Тогда касательные напряжения в стенке, принимая во внимание, что она не воспринимает нормальных напряжений (т.е. не учитывая ее при вычислении статического момента и момента инерции лонжерона)

$$\tau_{ст} \approx \frac{QS}{J\delta_{ст}} = \frac{Q \cdot F_n \frac{H}{2}}{2F_n \left(\frac{H}{2}\right)^2 \cdot \delta_{ст}} = \frac{Q}{H\delta_{ст}} \leq \frac{\sigma_B}{2}. \quad (5)$$

Касательные напряжения в обшивке

$$\tau_{об} \approx \frac{M_{кр}}{\Omega \delta_{об}} \leq \frac{\sigma_B}{3}, \quad (6)$$

нормальные напряжения в поясе лонжерона

$$\sigma \approx \frac{M_u}{J_u H F_{лр}} \leq \sigma_{разр}. \quad (7)$$

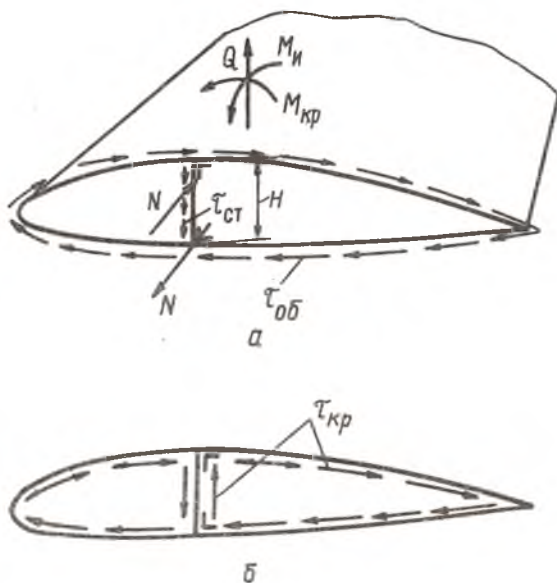


Рис. 7

В этих формулах:

H - высота лонжерона;

$\mu \approx 0,95$ учитывает уменьшение расстояния между ц.т. поясов лонжерона сравнительно с высотой H ;

$\delta_{ст}, \delta_{об}$ - толщина стенки и обшивки соответственно;

Ω - удвоенная площадь контура, ограниченного обшивкой;

$F_{пр}^n$ - приведенная площадь пояса лонжерона, включающая присоединенную обшивку:

$$F_{пр}^n = F^n + b_{пр} \delta_{об}.$$

Величина $b_{пр}$ может быть принята равной примерно $30 \delta_{об}$. $b_{разр}$ принимается равным b_g для растянутого пояса и $b_{кр}$ для сжатого.

РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

Нагрузки, действующие на механизацию крыла

Механизация крыла служит для увеличения его подъемной силы, а в ряде случаев и для увеличения сопротивления.

Механизация крыла используется главным образом при посадке и взлете самолета.

Применение механизации при данной площади крыла позволяет уменьшить посадочную и взлетную скорость, сокращает длину разбега при взлете и длину пробега после посадки.

Увеличение лобового сопротивления, сопутствующее увеличению C_y , для некоторых типов механизации позволяет увеличить угол планирования самолета, уменьшает послепосадочный пробег его.

К механизации крыла относятся простые и выдвижные щитки, закрылки, выдвижные закрылки, предкрылки, отклоняющиеся носки и другие.

На механизацию действуют воздушные нагрузки как в отклоненном ее положении, так и в неотклоненном (как на часть крыла). Массовые силы не учитываются вследствие их малости.

В общем случае аэродинамическая сила, действующая на щиток, закрылок, определяется из выражения

$$P_{\text{мех}} = K \left(\frac{\rho v^2}{2} \right)_{\text{мех}} S_{\text{мех}} f, \quad (8)$$

где f - коэффициент безопасности;

$\left(\frac{\rho v^2}{2} \right)_{\text{мех}}$ - скоростной напор;

K - коэффициент пропорциональности, зависящий от типа механизации и угла отклонения ее.

Значения $\left(\frac{\rho v^2}{2} \right)_{\text{мех}}$, f , K задаются нормами прочности.

$S_{\text{мех}}$ - площадь механизации.

Погонную нагрузку $q_{\text{мех}}$ принимают пропорциональной хордам:

$$q_{\text{мех}} = \frac{P_{\text{мех}}}{S_{\text{мех}}} b_{\text{мех}} = K \left(\frac{\rho v^2}{2} \right)_{\text{мех}} b_{\text{мех}} f \quad (9)$$

Нормы прочности также задают распределение удельной нагрузки по хорде: например, для щитка - по трапеции, для закрылка - по треугольнику (рис. 8).

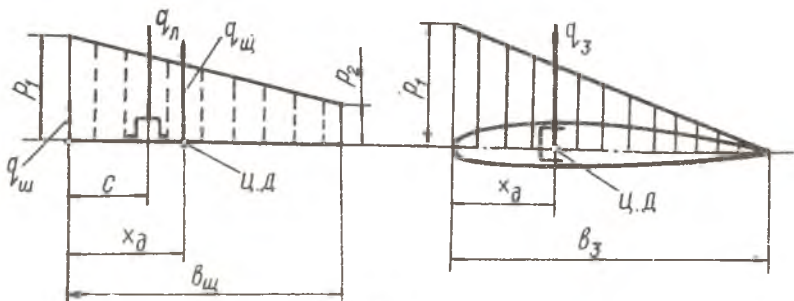


Рис. 8

Зная погонную нагрузку и положение центра давления, определяемое как положение центра тяжести эпюры удельных нагрузок q , можем найти интенсивность нагрузки (удельную нагрузку) q . Например, для щитка

$$q_{щ} = \int_0^{b_{щ}} p dx; \quad q_{щ} x_g = \int_0^{b_{щ}} p x dx.$$

Тогда

$$P_1 = \frac{2q_{щ}}{b_{щ}} (2 - 3\bar{x}_g); \quad P_2 = \frac{2q_{з}}{b_{з}} (3\bar{x}_g - 1),$$

где $\bar{x}_g = \frac{x_g}{b_{щ}}$

Рассмотрим определение поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов для конкретных типов механизации - простого щитка и выдвижного закрылка.

Расчет простого щитка

Конструкция щитка состоит из лонжерона, набора нервюр, нижней обшивки и опорных устройств - шомпольного крепления в носке щитка и тяг-тандеров, соединенных с лонжероном (рис. 9).

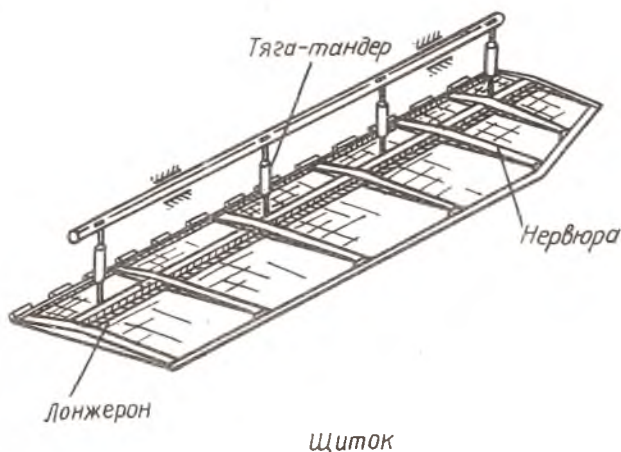


Рис. 9

Воздушная нагрузка создает шарнирный момент относительно оси вращения щитка (шомпольного крепления), который уравновешивается моментом усилий в тягах-тандерах:

$$\int_{\ell} q_{щ} x_g dz = \sum N \cdot c,$$

где N - составляющая усилия в тяге-тандере.

Рассматривая лонжерон щитка как многоопорную неразрезную балку, нагруженную погонной силой

$$q_{л} = \frac{\sum N}{\ell}$$

(здесь ℓ - размах щитка), и принимая $q_{щ} \approx const$, $c \approx const$, $x_g \approx const$ (хорды щитка по размаху изменяются мало), получим (см. рис. 8):

$$q_{л} = q_{щ} \frac{x_g}{c}.$$

(10)

Решая неразрезную балку с помощью теоремы о трех моментах или составляя канонические уравнения метода сил, находим лишние неизвестные, определяем опорные реакции N тяг и строим эпюры

поперечных сил и изгибающих моментов (рис. 10).

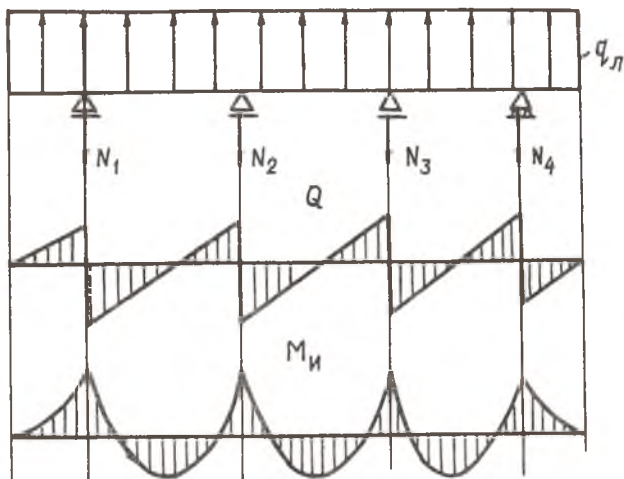


Рис. 10

Так как центр жесткости сечения щитка находится на оси лонжерона, а сумма моментов всех сил относительно этой оси равна нулю, то кручение лонжерона отсутствует. Поперечная сила в сечении воспринимается стенками Γ -образного лонжерона (рис. II):

$$\tau \approx \frac{Q}{2h\delta} \leq \frac{\sigma_{\delta}}{2}.$$

(II)

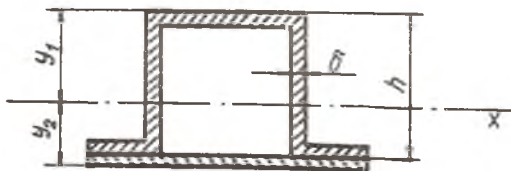


Рис. II

Изгибающий момент в сечении воспринимается лонжероном и соединенной с ним частью нижней обшивки.

$$\sigma = \frac{M_u}{J_x} y \leq \sigma_{\text{разр}}, \quad (12)$$

где $\sigma_{\text{разр}} = \sigma_g$ для растянутой зоны;

$\sigma_{\text{разр}} = \sigma_{\text{кр}}$ для сжатой зоны.

Полное усилие N_n в тяге-тандере определяется из формулы

$$N_n = \frac{N}{\cos(N_n, \gamma)}, \quad (13)$$

где $\cos(N_n, \gamma) = \frac{(\ell_N)_y}{\ell_N}$ - косинус угла между направлением тяги-тандера и ее проекцией на ось y .

Полная длина ℓ_N тяги-тандера определяется из

$$\ell_N = \sqrt{(\ell_N)_x^2 + (\ell_N)_y^2 + (\ell_N)_z^2},$$

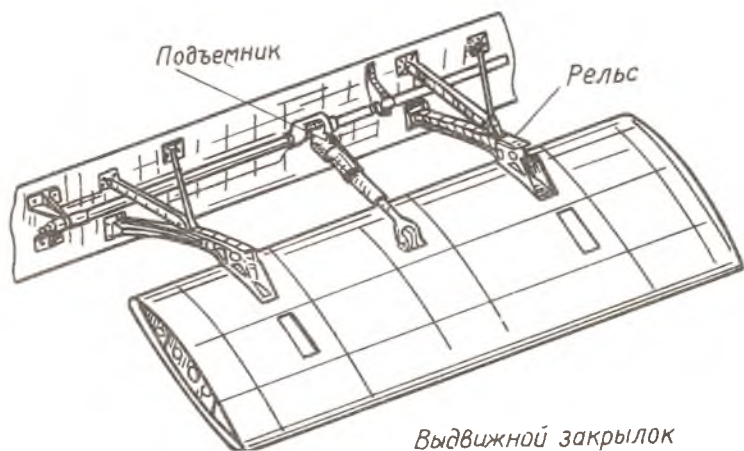
где $(\ell_N)_x$, $(\ell_N)_y$, $(\ell_N)_z$ - взятые из чертежа проекции этой длины на оси x , y , z .

Прочность тяги-тандера определяется из расчета ее на продольный изгиб.

Расчет выдвижного закрылка

Рассмотрим расчет выдвижного закрылка, опирающегося на два рельса, схема которого изображена на рис. 12.

Воздушную нагрузку $P_{\text{закр}}$, действующую на закрылок, определим по формуле (8). Так как по хорде эта нагрузка распределяется по треугольнику, то центр давления находится на расстоянии $\frac{2}{3}$ от носка, где B ц.т. - хорда, проходящая через центр тяжести площади закрылка. Сила $P_{\text{закр}}$ перпендикулярна хорде закрылка. На закрылок, кроме того, со стороны рельсов действуют реакции R_A и R_B . Пренебрегая силами трения в роликах A , B , заключаем, что равнодействующая R сил R_A и R_B проходит через центр кривизны дуги AB рельса - точку O_1 . На закрылок действует также сила T со стороны подъемника (рис. 13), направленная вдоль последнего, так как он имеет шарнирное крепление.



Выдвижной закрылок

Рис. 12

Определение реакций произведем графическим путем. Так как силы T , $P_{закр}$ и R находятся в равновесии, то они пересекаются в одной точке — O . Отсюда направление реакции R пройдет через точки O_1 и O . Из построения силового треугольника (рис. 13) находим величины R , T . Реакции роликов R_A и R_B также могут быть найдены графическим путем.

Далее определяем составляющие R_n , T_n , перпендикулярные хорде закрылка^{*)}. Силу R_n разносим между опорами 1 и 2 обратно пропорционально расстояниям равнодействующей воздушных сил $P_{закр}$ до опор. В результате приходим к расчетной схеме, изображенной на рис. 14. Там же изображены эпюры Q , M_u . Крутящие моменты определим, приняв центр жесткости на оси лонжерона закрылка

$$M_{кр} = \int_0^z q_{закр} c dz - R_i e.$$

*) Изгибом в плоскости хорд пренебрегаем.

Здесь плечи обозначены в соответствии с рис. 13.
Вид эпюры крутящих моментов показан на рис. 14.

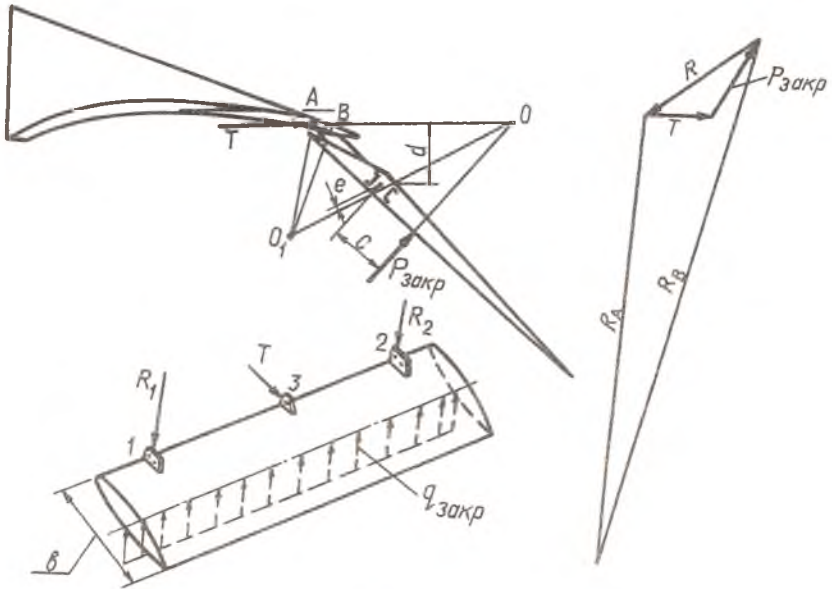


Рис. 13.

Если число опорных рельсов более двух, то для определения реакций $R_{1n} \dots R_{in}$ раскрываем статическую неопределенность, пользуясь теоремой о 3-х моментах или каноническими уравнениями метода сил.

Закрылки выполняются одно- и двухлонжеронной конструкции. Определение напряжений в сечении однолонжеронного закрылка аналогично определению напряжений в сечении элерона и производится по формулам (5), (6), (7) (см. также рис. 7). Если закрылок имеет два лонжерона (рис. 15), то расчет его принципиально не отличается от расчета двухлонжеронного крыла.

Полагая, что поперечная сила Q воспринимается стенками лонжеронов, крутящий момент $M_{кр}$ - обшивкой и изгибающий момент $M_{л}$ - поясами лонжеронов и присоединенной обшивкой, получим расчетные формулы, аналогичные формулам (5), (6), (7). Распределение Q и $M_{л}$ между лонжеронами принимаем, аналогично крылу, пропорциональным кубам высот лонжеронов:

$$Q_{i\bar{i}} = Q \frac{H_i^3}{\sum H_i^3}, \quad (14)$$

$$M_{ui} = M_u \frac{H_i^3}{\sum H_i^3}. \quad (15)$$

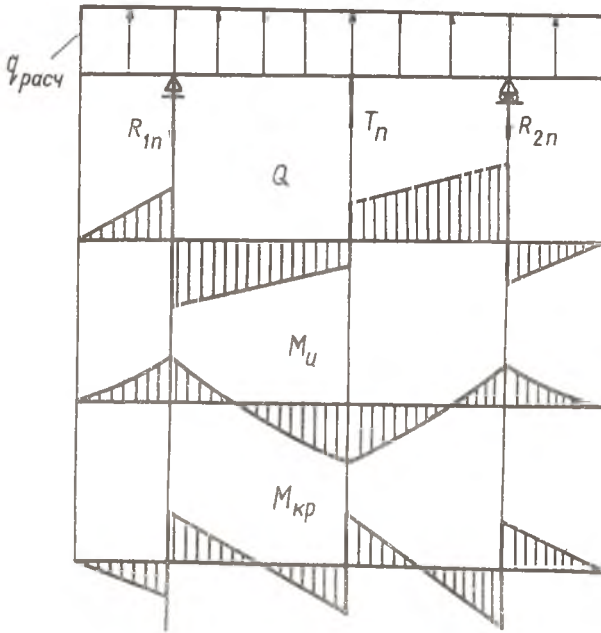


Рис. 14

Нервюру закрылка можно рассматривать как балку, нагруженную распределенной по закону треугольника погонной нагрузкой, интенсивностью

$$q_n = p t_n,$$

опирающуюся на стенки лонжеронов и обшивку (аналогично нервюре элерона).

Здесь t_n - шаг нервюра.

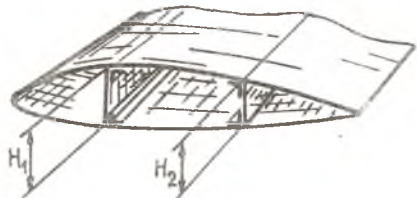


Рис. 15

РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ОПЕРЕНИИ

Нагрузки, действующие на оперение

К оперению самолета относятся горизонтальное оперение, состоящее из неподвижной (или ограниченно подвижной) поверхности - стабилизатора и подвижной - руля высоты, и вертикальное оперение, состоящее из неподвижной поверхности - киля и подвижной - руля направления. На сверхзвуковых самолетах из-за снижения эффективности руля горизонтальное оперение выполняется обычно в виде управляемого стабилизатора (без руля высоты). Назначение оперения - обеспечение продольной и путевой балансировки, устойчивости и управляемости *).

На оперение действуют воздушные и массовые нагрузки, обусловленные весом конструкции оперения. Массовые нагрузки невелики, и при расчете статической прочности ими обычно пренебрегают. Рассматриваются нагрузки, нормальные к плоскости хорд. При числе Маха $M \geq 0,85$, согласно нормам прочности, учитывается тангенциальная сила, равная одной трети максимальной нормальной силы.

Нагрузки на оперение определяются по формулам, полученным в результате теоретических исследований и летных испытаний и приведенным в нормах прочности самолетов.

Для горизонтального оперения обычной схемы по лодние предусматривают ряд расчетных случаев.

Наибольшая из уравновешивающих нагрузок определяется для данного режима полета из условия равновесия моментов относительно оси Z (рис. 16), т.е. из условия балансировки самолета.

*). Поперечная устойчивость и управляемость обеспечиваются поперечным V крыла и элеронами.

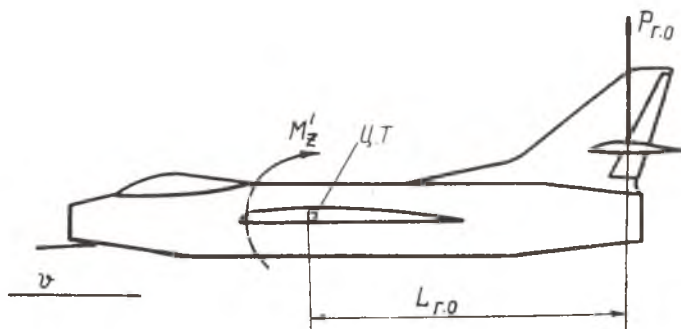


Рис. 16

$$P_{г.о.} = \frac{M'_z}{L_{г.о.}} f = \frac{m'_z q S b_{сах}}{L_{г.о.}} f \quad (16)$$

Здесь M'_z - момент аэродинамических сил самолета без горизонтального оперения относительно оси z , проходящей через центр тяжести самолета, рассмотренный для данного расчетного случая (А, А', В, С и т.д.);

m'_z - соответствующий M'_z коэффициент момента, определяемый по продувкам модели самолета без горизонтального оперения или теоретически;

$L_{г.о.}$ - расстояние от центра тяжести самолета до центра давления горизонтального оперения;

q - скоростной напор рассматриваемого случая;

$S, b_{сах}$ - площадь и средняя аэродинамическая хорда крыла;

f - коэффициент безопасности, который берется в соответствии со случаем нагружения крыла.

Нагрузки на руль высоты и стабилизатор направлены в противоположные стороны. Это объясняется тем, что, например, при увеличении угла атаки на горизонтальном оперении устойчивого самолета создается стабилизирующий момент $M_{ст} > M'_z$, направленный на уменьшение угла атаки (рис. 17). Чтобы удержать самолет в заданном положении, необходимо руль высоты удерживать в отклоненном вверх положении. При этом создается момент $M_{р.в} = M_{ст} - M'_z$. Уравновешивающая нагрузка имеет место при переходе с одного режима полета на другой, а также в момент достижения максимальной

перегрузки при маневре (см. ниже).

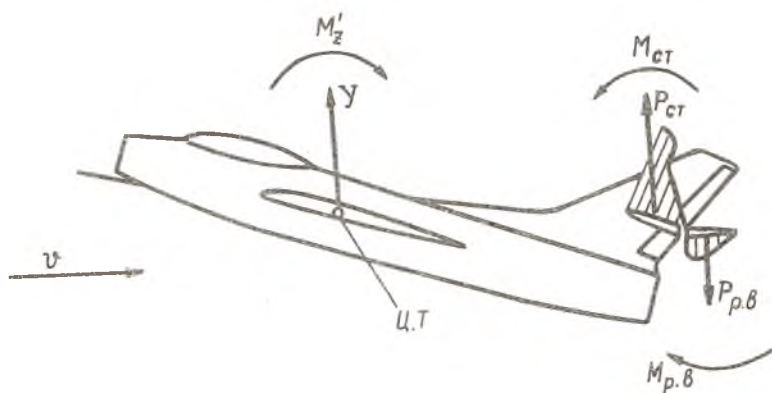


Рис. 17

Сила $P_{г.о}$ распределяется между рулем и стабилизатором в соответствии с формулами:

$$P_{р.в} = P_{г.о} \frac{S_{р.в}}{S_{г.о}}, \quad (17)$$

$$P_{ст} = P_{г.о} \frac{S_{р.в} + S_{г.о}}{S_{г.о}}. \quad (18)$$

Погонные нагрузки, действующие на стабилизатор и руль высоты, пропорциональны их хордам:

$$q_{р.в} = \frac{P_{р.в}}{S_{р.в}} b_{р.в}, \quad (19)$$

$$q_{ст} = \frac{P_{ст}}{S_{ст}} b_{ст}. \quad (20)$$

Распределение нагрузки вдоль хорды оперения, т.е. схематизированная эпюра удельных нагрузок h кг/м², задается рис. 18. Интенсивность нагрузки h_1 может быть определена из условия, что

$$\int_{b_{ст}} h d\delta = q_{ст}.$$

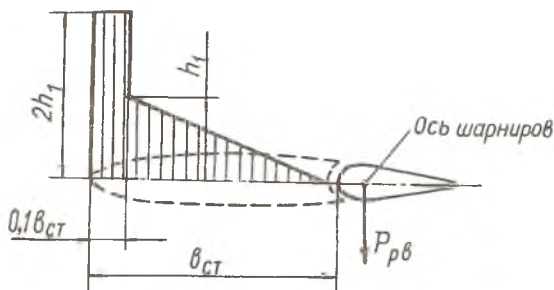


Рис. 18

Маневренная нагрузка рассматривается в двух случаях.

а) 1-й случай. Для совершения маневра руль высоты отклоняется больше, чем нужно для уравнивания моментов относительно оси z . Таким образом, в этом случае к уравнивающей нагрузке $P_{г.о}^{ур}$ соответствующего расчетного случая добавляется маневренная нагрузка $\Delta P_{г.о}^{ман}$, пропорциональная величине скоростного напора q и площади горизонтального оперения $S_{г.о}$.

Так как

$$q = \frac{\rho^3 G}{C_y S},$$

то

$$P_{г.о} = P_{г.о}^{ур} + \Delta P_{г.о}^{ман} = P_{г.о}^{ур} + K_1 \rho^3 \frac{G}{S} S_{г.о} f, \quad (21)$$

где f - коэффициент безопасности соответствующего случая нагружения крыла;

K_1 - коэффициент пропорциональности, зависящий от рассматриваемого случая полета, резкости отклонения руля и пр., задаваемый нормами прочности.

б) 2-й случай. Если уравнивающая нагрузка мала и ею можно пренебречь (например, в случае вывода самолета из крутого штопора), то

$$P_{Г.0} = P_{Г.0}^{ман} = \pm K_2 n^2 \frac{G}{S} S_{Г.0} f, \quad (22)$$

где $K_2 > K_1$ - коэффициент, задаваемый нормами прочности $f = 2$.

При маневре самолета условно можно выделить три момента. Начальный момент маневра соответствует отклонению руля, которое выдерживается постоянным. Распределение нагрузки по хорде и его схематизация по нормам прочности изображены на рис. 19а.

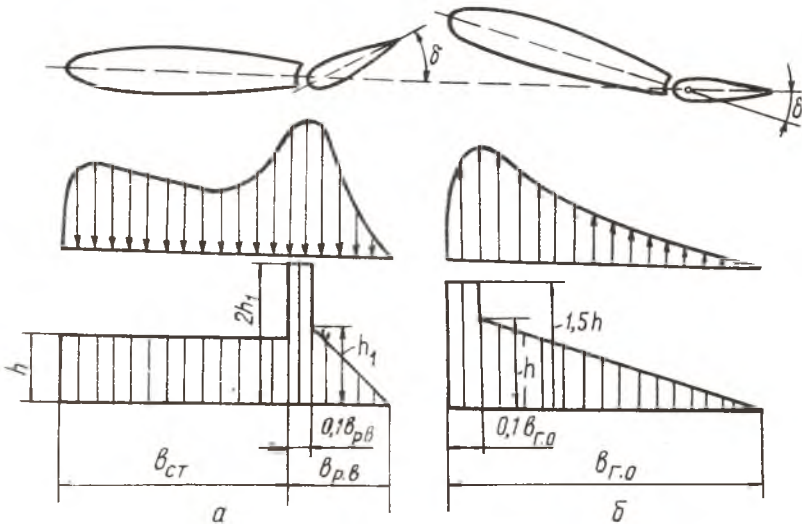


Рис. 19

Второй момент - достижение максимальной перегрузки и вращение с постоянной угловой скоростью; в этот момент нагрузка на оперение равна уравновешивающей и распределена по хорде, как изображено на рис. 17, 18.

Третий момент - прекращение маневра и отдача руля в исходное положение ($\delta \approx 0$); распределение нагрузки соответствует рис. 19б. Поэтому нормы прочности для 2-го случая маневренной нагрузки предусматривают распределение нагрузки по хорде в двух вариантах: в соответствии с рис. 19а и 19б.

Распределение маневренной нагрузки в обоих случаях между стабилизатором и рулем высоты производится пропорционально площадям:

$$P_{p.в} = P_{г.о} \frac{S_{p.в}}{S_{г.о}}, \quad (23)$$

$$P_{ст} = P_{г.о} \frac{S_{ст}}{S_{г.о}}. \quad (24)$$

Распределение нагрузки по размаху производится пропорционально хордам, т.е. в соответствии с формулами (19), (20).

Как и прежде, интенсивность нагрузки h для стабилизатора или руля определяется из условия:

$$\int_{b_{ст}(p.в)} h db = q_{ст}(p.в).$$

Нагрузка при полете в неспокойном воздухе определяется как сумма двух нагрузок:

$$P_{г.о} = P'_{ур} + P_{н.в}. \quad (25)$$

Здесь $P'_{ур}$ - уравновешивающая нагрузка при горизонтальном полете у земли на режиме V_{0max} , определяемая из формулы (16). $P_{н.в}$ зависит от V_{0max} , скорости вертикального порыва и площади горизонтального оперения и определяется по формуле, аналогичной соответствующей формуле для крыла:

$$P_{н.в} = \frac{1}{2} C_{y.г.о}^* \mu V_{0max}^2 \rho_0 S_{г.о} f = K V_{0max} S_{г.о} f, \quad (26)$$

где μ - скорость вертикального порыва; K - коэффициент, значение которого определяется по нормам прочности; $f = 2$. При этом мы полагаем, что самолет мгновенно входит в вертикальный порыв ("резко ограниченный порыв"), в то время как в действительности он входит в порыв постепенно. Кроме того, мы не учитываем поворот самолета в плоскости тангажа, который несколько уменьшает перегрузку.

Распределение нагрузки между стабилизатором и рулем высоты пропорционально площадям (см. формулы 23, 24). Распределение нагрузки по размаху - пропорционально хордам (см. формулы 19, 20). Распределение нагрузки вдоль хорды определяется рис. 19б.

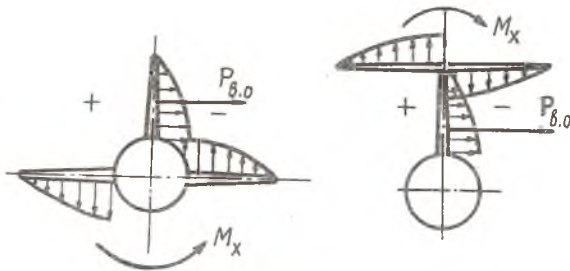


Рис. 20

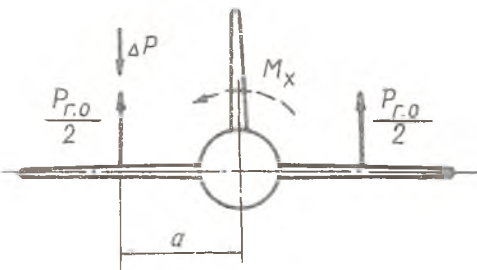


Рис. 21

Несимметричная нагрузка рассматривается для наибольшего значения $P_{r.o}$, а также для маневренной нагрузки. Несимметричная нагрузка возникает при полете со скольжением из-за разности давлений по обе стороны вертикального оперения и, как видно из рис. 20, зависит от расположения горизонтального

оперения относительно вертикального оперения. Несимметричное обтекание крыла при скольжении также создает несимметричное нагружение горизонтального оперения, зависящее от положения крыла относительно фюзеляжа. В соответствии с нормами прочности нагрузка на одной половине горизонтального оперения уменьшается на величину ΔP так, что образуется момент относительно оси X (см. рис. 21):

$$M_x = \Delta P \cdot a = m_x^{r.o} q_{\max} S_{r.o} l_{r.o} f,$$

откуда

$$\Delta P = \frac{m_x^{r.o} q_{\max} S_{r.o} l_{r.o} f}{a}$$

(27)

Здесь a - расстояние от центра давления одной половины горизонтального оперения до оси x ; $l_{r.0}$ - размах горизонтального оперения; $q_{\max \max}$ - скоростной напор, соответствующий $V_{\max \max}$; $m_{r.0}$ - коэффициент момента относительно оси x , определяемый по нормам прочности в зависимости от взаимного положения горизонтального и вертикального оперений и от расположения крыла по отношению к фюзеляжу; f - коэффициент безопасности рассматриваемого случая.

Для управляемого стабилизатора рассматриваются те же расчетные случаи, что и для обычного оперения. Для оперения треугольной формы в плане при числах $M > 1$ можно приближенно считать погонную нагрузку q постоянной по размаху и удельную нагрузку p постоянной по хорде (рис. 22). При числах $M < 1$ распределение нагрузки по хорде соответствует приведенному на рис. 19б.

Для однокилевого вертикального оперения*) нормы прочности предусматривают следующие нагрузки:

- 1) демпфирующая нагрузка обеспечивает статическое равновесие моментов относительно оси y - аналогична уравновешивающей нагрузке для горизонтального оперения;
- 2) маневренная нагрузка;
- 3) нагрузка при полете в неспокойном воздухе - последние два случая аналогичны соответствующим случаям нагружения горизонтального оперения;
- 4) нагрузка в случае остановки двигателей, находящихся с одной стороны плоскости симметрии.

Нагрузка на вертикальное оперение в последнем случае определяется из условия уравновешивания момента от тяги двигателей (рис. 23):

$$P_{b.0} = \frac{\sum T_i l_i f}{L_{b.0}} \quad (28)$$

Коэффициент безопасности f принимается равным двум.

Распределение нагрузки между килем и рулем направления, а также по размаху и по хорде для первых трех случаев производится по соответствующим формулам, приведенным выше для горизонтального оперения.

Распределение нагрузки по вертикальному оперению для случая остановки двигателей принимается как для маневренной нагрузки.

*) Особенности нагружения двухкилевого вертикального оперения см. в нормах прочности.

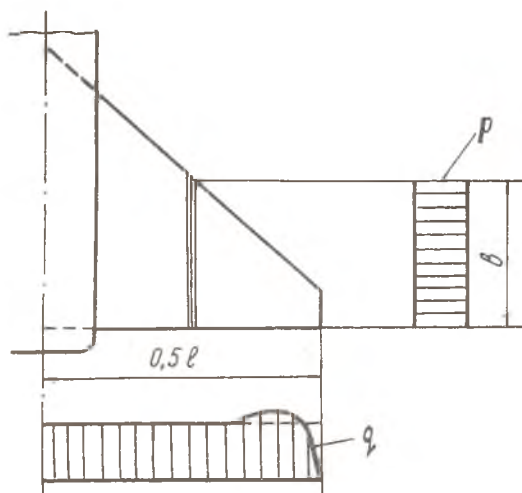


Рис. 22

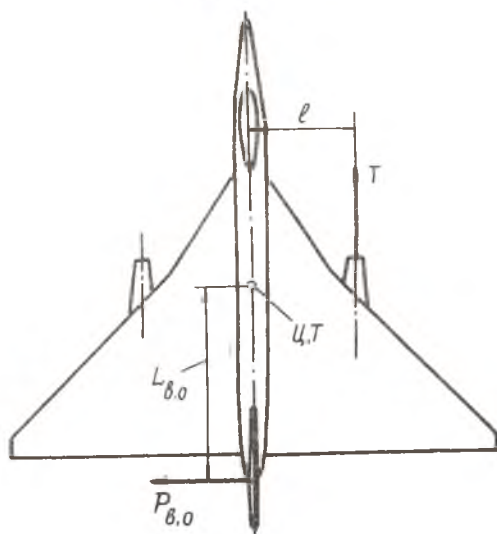


Рис. 23

Кроме указанных нормы прочности предусматривают еще случаи совместного нагружения горизонтального и вертикального оперения. При этом рассматривается одновременное действие нагрузок, равных 75% максимальных расчетных нагрузок на горизонтальное и вертикальное оперения.

Построение эпюр поперечных сил, изгибающих
и крутящих моментов

Расчетная схема для руля высоты или руля направления представляет собой многоопорную балку, опертую на стабилизатор или киль в узлах подвески и нагруженную погонными воздушными нагрузками $q_{p,в}$ ($q_{p,н}$), определенными по формуле (19). Расчетной схемой для стабилизатора является балка, опертая в узлах крепления стабилизатора к фюзеляжу, нагруженная аэродинамическими силами $q_{ст}$, определенными по формуле (20), а также реакциями руля, взятыми с противоположным знаком. Расчетная схема для киля однокилевого оперения представляет собой консольную балку, заделанную в фюзеляже и нагруженную аналогично стабилизатору. Так как конструкция и нагружение горизонтального и вертикального оперения аналогичны, их порядок расчета будет один и тот же.

Рассмотрим порядок расчета горизонтального оперения обычной схемы с разрезным рулем высоты, подвешенным на 3-х опорах (рис. 24). Положим опоры абсолютно жесткими.

Начнем с построения эпюр для руля высоты, рассматривая его как однажды статически неопределимую балку, нагруженную погонной нагрузкой интенсивностью $q_{p,в}$. За лишнее неизвестное примем реакцию средней опоры $R_2 = X$. Основная и единичная системы для руля изображены на рис. 25.

Построение эпюр Q_0 и $M_{и0}$ для основной системы при произвольной погонной нагрузке $q_{p,в}$ проводим следующим образом (см. рис. 25а).

Строим эпюру поперечных сил Q_q без учета опорных реакций, интегрируя эпюру $q_{p,в}$, например, справа налево. Затем, интегрируя эпюру Q_q , получаем эпюру изгибающих моментов $M_{иq}$ без учета опорных реакций. Так как на левом конце руля (балки) в

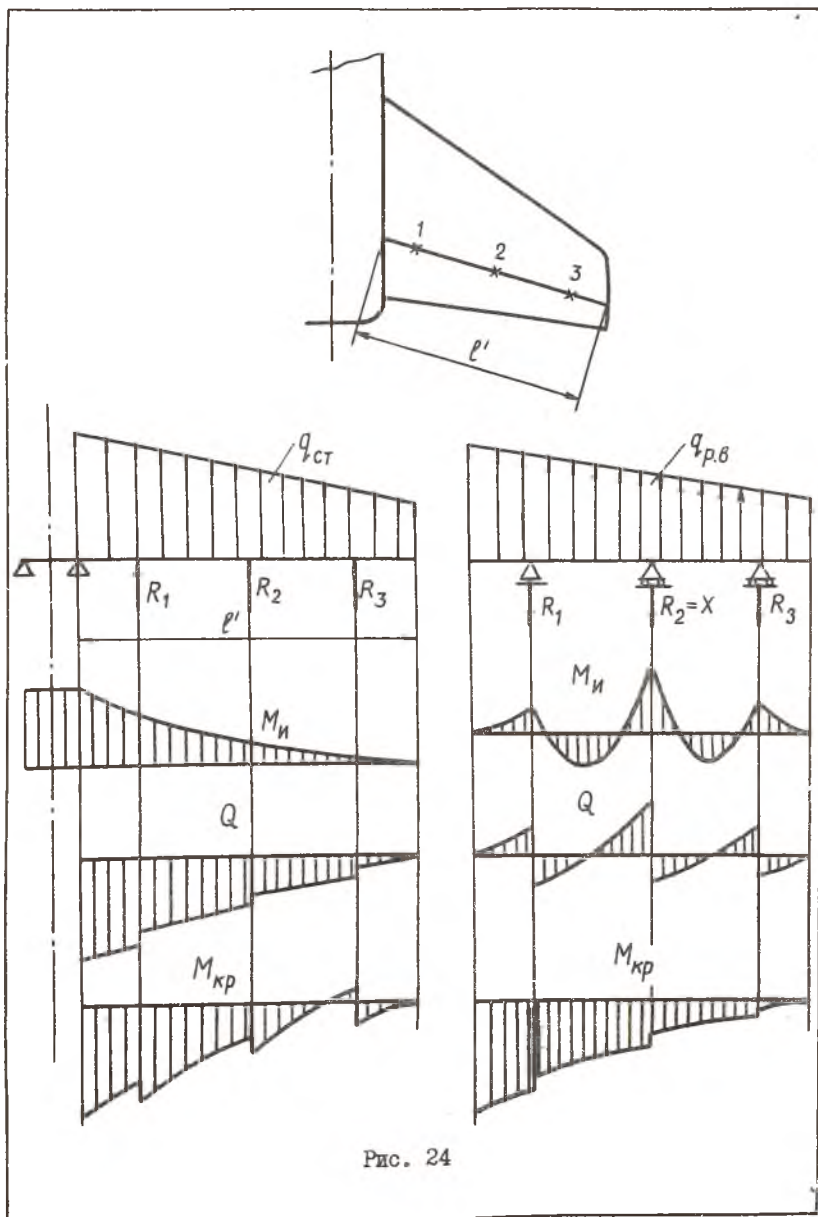


Рис. 24

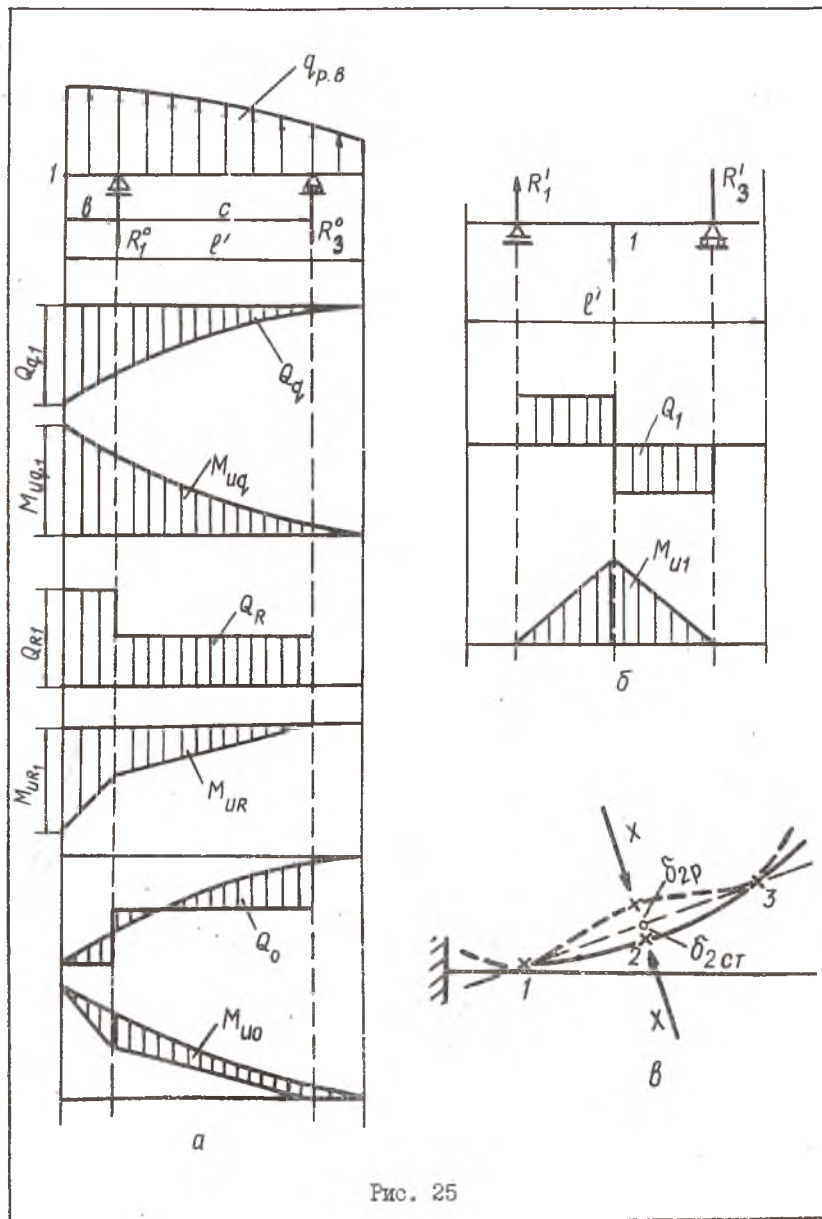


Рис. 25

точке "I" должно быть выполнено условие $Q_{01} = 0, M_{001} = 0$, то из этого следует, что

$$Q_{01} = R_1^0 + R_3^0,$$

$$M_{001} = R_1^0 b + R_3^0 (b+c),$$

откуда находим R_1^0 и R_3^0 . Затем строим эпюры поперечных сил Q_R и изгибающих моментов M_{UR} от опорных реакций и, алгебраически суммируя их с эпюрами Q_q и M_{Uq} (на рис. 25а суммирование проведено наложением зеркального отображения эпюр Q_R, M_{UR} на эпюры Q_q, M_{Uq}), получаем искомые эпюры Q_0, M_{00} . Напишем каноническое уравнение метода сил для рассматриваемой задачи, полагая опоры руля (стабилизатора) абсолютно жесткими:

$$\Delta_{10} + \delta_{11} X = 0. \tag{29}$$

Напомним, что $\Delta_{10} = \int_{\ell'} \frac{M_{00} M_{01}}{EJ} dl'$ есть перемещение точки приложения силы "I" (единичной силы) в направлении ее действия от внешних сил; $\delta_{11} = \int_{\ell'} \frac{M_{01}^2}{EJ} dl'$ есть перемещение точки приложения силы "I" в направлении ее действия от самой единичной силы. X - "лишнее" неизвестное. При этом учтено влияние на перемещения лишь изгибающих моментов.

Если EJ может быть принято постоянным, то интеграл вида $\int_{\ell'} \frac{M_{00} M_{01}}{EJ} dl'$ вычисляются, пользуясь правилом Верещагина: он равен площади эпюры M_{00} , умноженной на ординату эпюры M_{01} , расположенную под центром тяжести эпюры M_{00} , и деленной на EJ .

Если EJ значительно изменяется по размаху руля, то строят график $\frac{M_{00} M_{01}}{EJ}$ по ℓ' . Площадь, ограниченная этим графиком, представляет собой искомый интеграл (рис. 26).

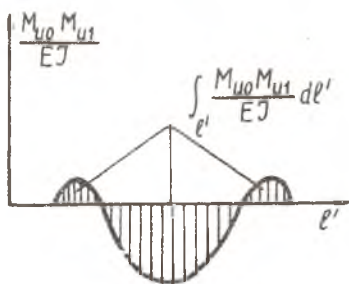


Рис. 26

Изложенное раскрытие статической неопределенности для руля предполагает абсолютно жесткое опирание руля на стабилизаторе. Если учесть упругость стабилизатора, то порядок расчета будет следующим.

Удалим среднюю опору руля и, рассматривая руль как двухопорную статически опреде-

лимую балку, найдем опорные реакции R_1 , R_2 и прогиб его δ_{2p} в точке 2 относительно линии, соединяющей опоры 1, 3. Для этого, имея эпюру M_{u0}^p (рис. 25), построим эпюру $\frac{M_{u0}^p}{EJ_{p,в}}$ и дважды графически проинтегрируем ее, принимая во внимание, что прогибы $\delta_{1p} = \delta_{3p} = 0$. Затем, рассматривая стабилизатор как двухопорную балку, нагруженную распределенной воздушной нагрузкой $q_{ст}$ (рис. 24) и силами R_1 , R_2 , представляющими действие руля на стабилизатор, найдем прогиб стабилизатора $\delta_{2ст}$ в точке 2 относительно линии опор 1-3. Для этого дважды интегрируем эпюру $\frac{M_{u0}^p}{EJ_{ст}}$ стабилизатора. В результате точка 2, принадлежащая стабилизатору, и точка 2' руля получат разные перемещения (рис. 25в). Приложив далее силу $R_2' = 1$ в точках 2 и 2' к рулю и стабилизатору в противоположных направлениях, аналогичным образом определим прогибы δ_{2p}' и $\delta_{2ст}'$. Тогда из условия равенства прогибов в заданной системе стабилизатор - руль высоты в точке 2 определится реакция $X = R_2$:

$$\delta_{2p} + X \delta_{2p}' = \delta_{2ст} + X \delta_{2ст}' \quad (30)$$

Определив "лишнюю" неизвестную X , далее строим эпюры поперечных сил Q и изгибающих моментов M_u для руля высоты (см. рис. 24):

$$Q = Q_0 + Q_1 X \quad (31)$$

$$M_u = M_{u0} + M_{u1} X \quad (32)$$

Эпюру крутящих моментов $M_{кр}$ для руля высоты получим из рассмотрения рис. 27:

$$M_{кр} = \int_0^{\frac{h}{2}} q_{p,в} b d e' + \sum R_i e_i, \quad (33)$$

где сумма распространяется на все опоры, расположенные по одну сторону от сечения. Погонная нагрузка $q_{p,в}$ приложена в центре давления, который определяется как центр тяжести эпюры удельных нагрузок (см. рис. 18, 19). Полагая, что плоскость тяги управления рулем проходит через ось фюзеляжа, получим эпюру $M_{кр}$ для руля высоты, изображенную на рис. 24. Воспользовавшись замечаниями относительно расчетной схемы стабилизатора, изложенными

на стр. 29, и рисунком 27, получим эпюры Q , $M_{\text{ц}}$, $M_{\text{кр}}$ для стабилизатора, изображенные на рис. 24 слева. При этом

$$M_{\text{кр}} = \int_0^z q_{\text{ст}} c d \ell' - \sum R_i \ell_i. \quad (34)$$

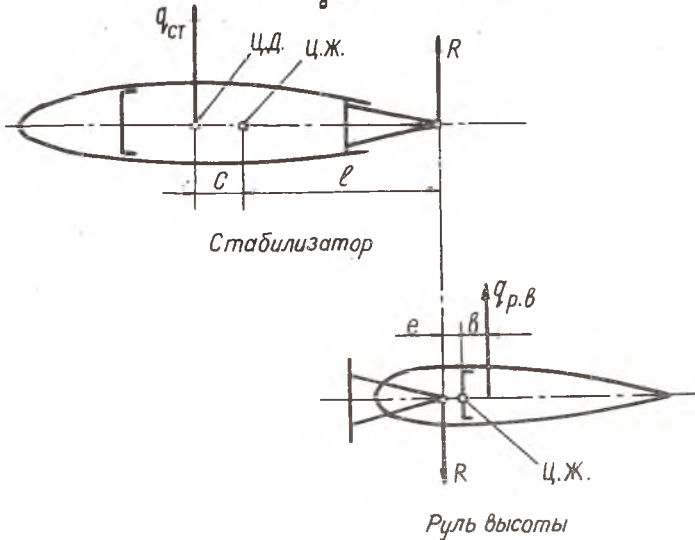


Рис. 27

Типовая конструкция стабилизатора и руля высоты изображена на рис. 28. Так как конструктивно-силовые схемы стабилизатора и киля аналогичны конструктивно-силовым схемам крыла, то расчет сечений стабилизатора и киля на прочность аналогичен расчету сечения крыла. На этом же основании расчет на прочность сечения руля высоты или руля направления аналогичен расчету элерона.

Расчет управляемого стабилизатора

Рассмотрим особенности расчета некоторых схем управляемого стабилизатора.

Вращение каждой половины стабилизатора осуществляется либо относительно оси, жестко закрепленной в фюзеляже (рис. 29), либо относительно оси, жестко закрепленной в стабилизаторе (рис. 30).

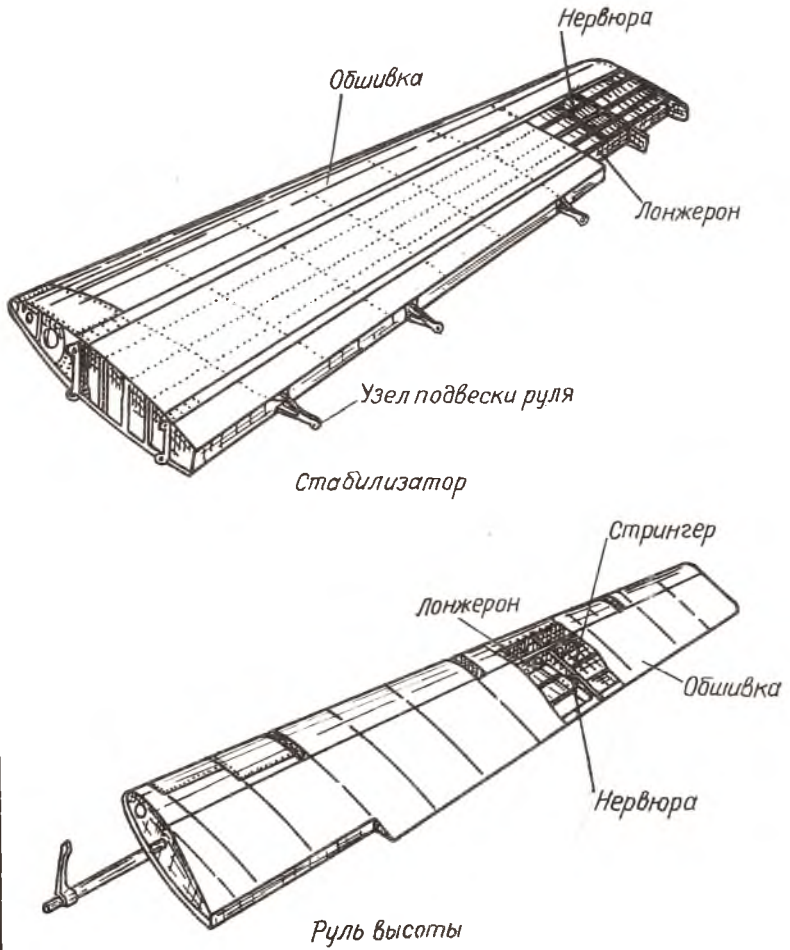


Рис. 28

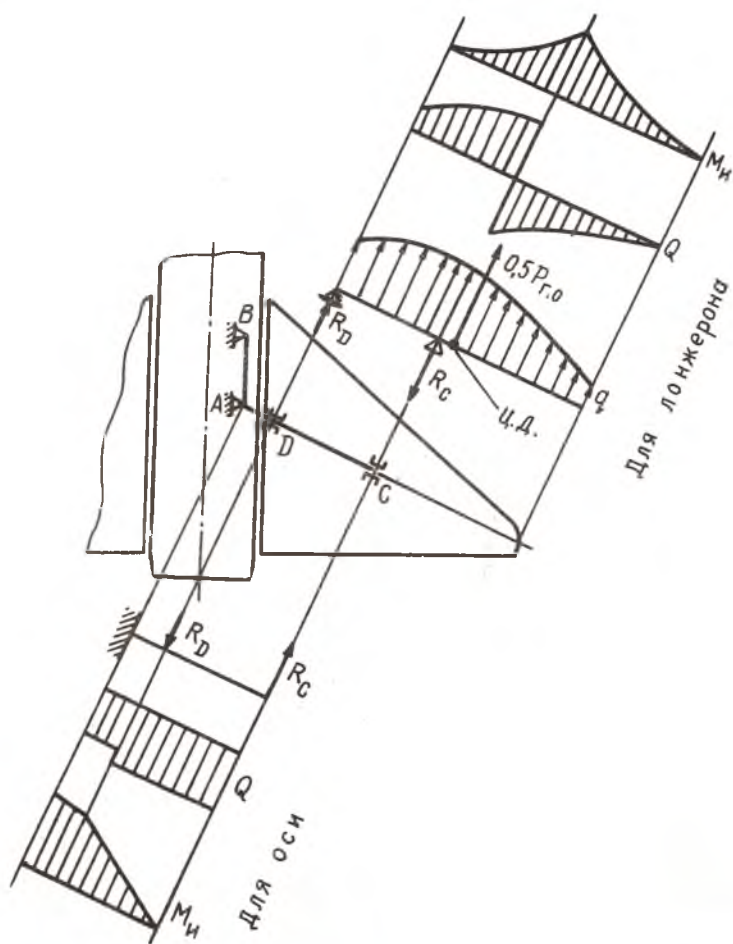


Рис. 29

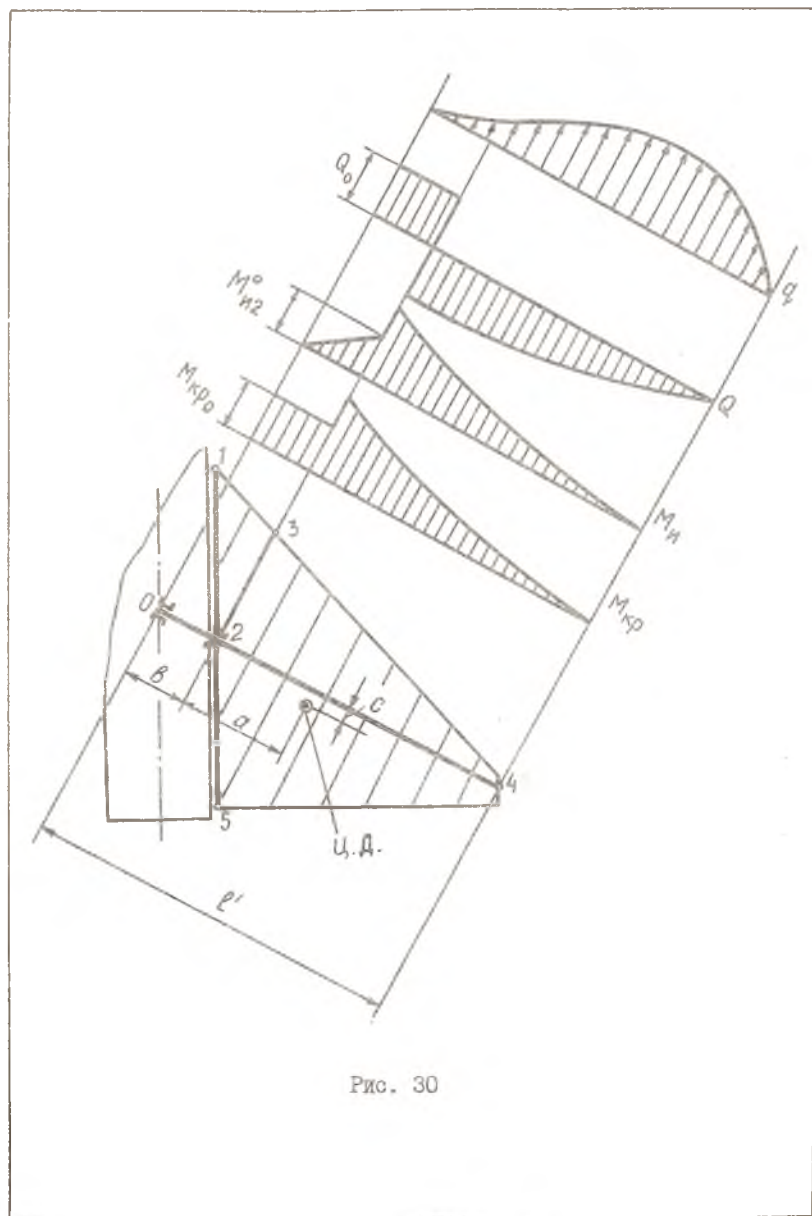


Рис. 30

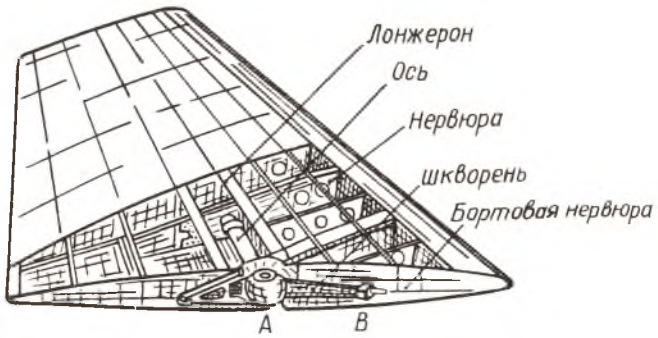


Рис. 31

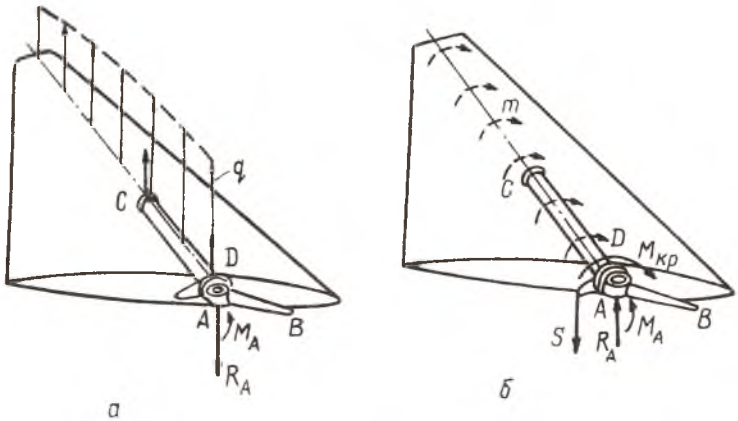


Рис. 32

В конструкциях управляемых стабилизаторов преимущественно однолонжеронные схемы. На рис. 31 показана конструкция управляемого стабилизатора, ось вращения которого жестко закреплена в фюзеляже с помощью шкворня АВ. Подшипники размещаются в бортовой нервюре и в усиленной нервюре. Отклонение стабилизатора производится с помощью рычага, крепящегося к бортовой нервюре. Схема нагружения стабилизатора представлена на рис. 32.

Изгибающий момент от нагрузок, перпендикулярных плоскости хорд и приложенных вдоль оси жесткости (рис. 32а) вдали от борта фюзеляжа, воспринимается лонжероном и частично продольным набором и обшивкой. У борта фюзеляжа он полностью воспринимается осью CD. При этом стабилизатор работает как балка, опертая на оси в подшипниках C, D. Расчетная схема для оси есть консольная балка, заземленная в узле А. Соответствующие эпюры поперечных сил и изгибающих моментов показаны на рис. 29.

Крутящий момент, полученный в результате переноса погонных сил на ось жесткости (рис. 32б), нагружает замкнутый контур обшивки и передается на бортовую нервюру, где уравнивается усилием S, приложенным к рычагу. При этом возникает местный изгиб участка AD оси парой сил $S = R_A$ (см. рис. 32в). Стабилизатор, схема которого изображена на рис. 30, имеет лонжерон 2-4, переходящий в ось вращения 0-2, усиленные нервюры 1-2 и 2-3 и отклоняется с помощью рычага, расположенного на оси фюзеляжа в точке "0".

Построение эпюр Q, M_u , $M_{кр}$ для этого стабилизатора производим следующим образом. На участке 2-3-4-5 стабилизатора переносим погонную нагрузку q на ось жесткости (на ось лонжерона) и добавляем погонные моменты m в плоскостях, перпендикулярных оси лонжерона (рис. 33). Интегрируя эпюру m и дважды интегрируя эпюру q на этом участке, получаем значения $M_{кр}$, Q, M_u (см. рис. 30).

Далее, можем построить эпюры $M_{кр}$, Q, M_u на участке 0-2 лонжерона (см. рис. 30 и 33) на основании следующих соображений. Примем, что центр давления одной половины стабилизатора совпадает с центром тяжести ее площади. Тогда крутящий момент $M_{кpo}$ в точке "0", созданный силой S, действующей на рычаг управления, найдем из выражения

$$M_{кpo} = \frac{P_{го}}{2} c.$$

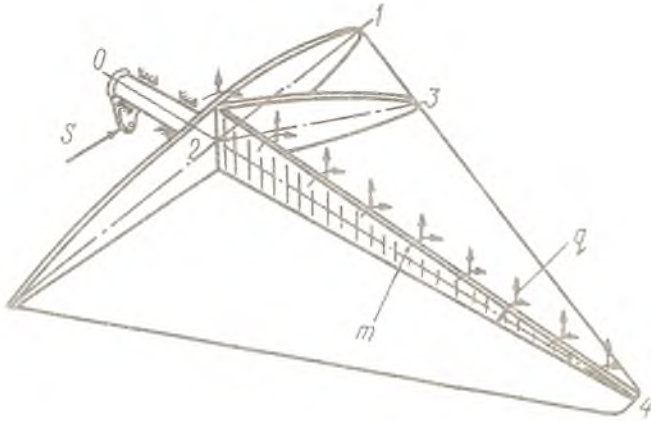


Рис. 33

Найдем реакцию в точке "0"

$$R_0 = \frac{R_{г.0}}{2} \frac{a}{b} = Q \quad (36)$$

и изгибающий момент, вызванный ею:

$$M_{02}^0 = R_0 b = \frac{P_{г.0}}{2} a \quad (37)$$

Скачки в эпюрах M_u и $M_{кр}$ в сечении, проходящем через точку 2, обусловлены моментами сил, действующих на участок 1-2-3, которые передаются в точку 2 изгибом носков силовых нервюр 1-2 и 2-3.

На участке 2-3-4-5 изгибающий момент в сечении стабилизатора на некотором расстоянии от опоры 2 воспринимается лонжероном и частично обшивкой со стрингерами. У опоры 2 он полностью передается на лонжерон. Крутящий момент воспринимается замкнутым контуром обшивки. Поперечная сила - стенкой лонжерона. На участке 0-2 все нагрузки воспринимает трубчатый лонжерон. В том случае, когда плоскость действия силы S в тяге управления не проходит через опору "0", необходимо учесть дополнительный изгиб на участке 0-2, обусловленный силой S .

Л и т е р а т у р а

1. Кан С.Н., Свердлов И.А. Расчет самолета на прочность. - М.: Машиностроение, 1966. - 520 с.
2. Стригунов В.М. Расчет самолета на прочность, ч. П. - МАИ, 1974. - 281 с.
3. Зайцев В.Н., Рудаков В.Л. Конструкция и прочность самолетов. - Киев: Вища школа, 1978. - 488 с.
4. Одинокоев Ю.Г. Расчет самолета на прочность. - М.: Машиностроение, 1973. - 392 с.
5. Прочность самолета. Под ред. А.И.Макаревского. - М.: Машиностроение, 1975. - 280 с.

О Г Л А В Л Е Н И Е

	Стр.
РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕРОНОВ	3
Нагрузки, действующие на элерон. Работа элементов конструкции	3
Построение эпюр поперечных сил и изгибающих момен- тов	8
Построение эпюр крутящих моментов. Расчет сечения	9
РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА	12
Нагрузки, действующие на механизацию крыла . . .	12
Расчет простого щитка	13
Расчет выдвижного закрылка	16
РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ОПЕРЕНИЯ	20
Нагрузки, действующие на оперение	20
Построение эпюр поперечных сил, изгибающих и кру- тящих моментов	29
Расчет управляемого стабилизатора	34
ЛИТЕРАТУРА	41

Мостовой Анатолий Соломонович

РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕРОНОВ, МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ

Редактор Л.М.К а р п о в а

Подписано в печать

Формат 60x84 ¹/₁₆. Бумага писчая белая.

Оперативная печать. Физ. п.л. 2,75. Усл. п.л. 2,6

Уч.-изд.л. 2,5. Тираж 750 экз. Заказ № 2026

Цена 15 к.

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

Областная типография имени В.П.Мяги,
г. Куйбышев, ул. Венцека, 60.
