

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 ОПЕРЕЕНИЯ

Учебное пособие по курсу  
„Строительная механика и расчет самолета на  
прочность“

Утверждено Советом института  
25 июня 1967 года

Куйбышев  
1967

Анатолий Соломонович МОСТОВОЙ

РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕРОНОВ, МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ

Учебное пособие по курсу „Строительная механика и  
расчет самолета на прочность“.

Отв. редактор - Х.С. Х а з а н о в

Редактор - А.И. К о н д р а т ь е в а

Подписано в печать 18/X-67 г. ЕО 00428 Формат 60 x 84<sup>I</sup>/<sub>16</sub>

Объем 3 печ.листа. Тираж 750 экз. Цена 30 коп. Заказ № 9332

Куйбышевский авиационный институт им. С.П.Королева,  
г.Куйбышев, ул.Молодогвардейская, 151.

Ротапечатьный цех типографии им.Мяги управления по печати  
при Куйбышевском облисполкоме. Заказ №

## 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.

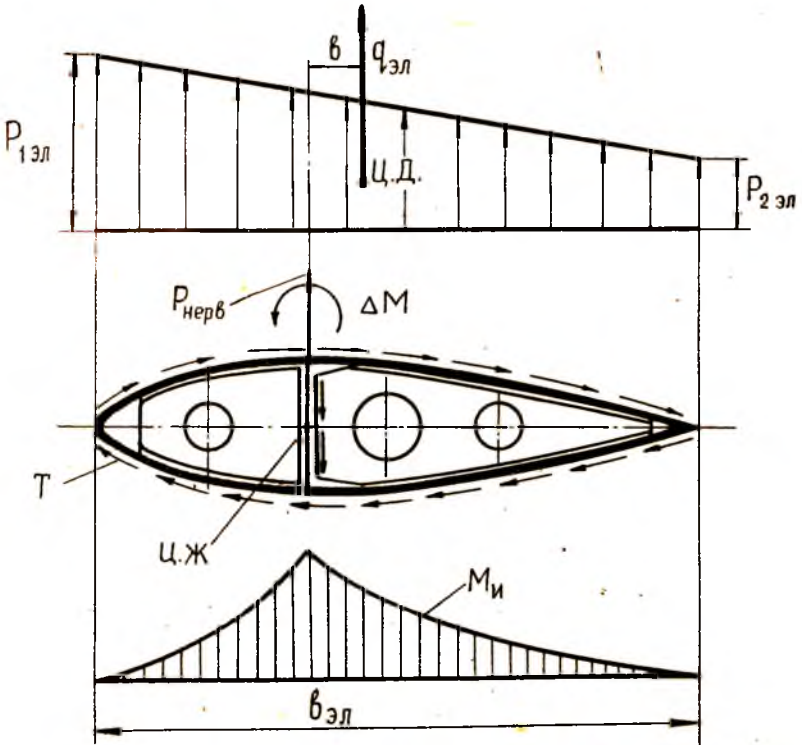
Нормы прочности предусматривают следующие расчетные случаи для элерона: нагружение неотклоненного элерона как части крыла в случае А'; нагружение отклоненного элерона в случаях В и С; нагружение отклоненного элерона на максимальной скорости.

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

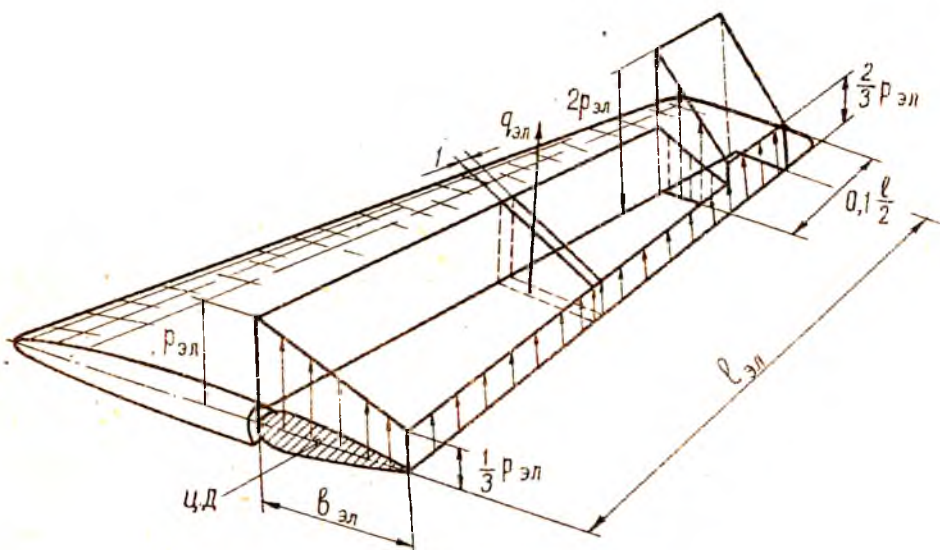
эпюрой, изображенной на фиг. I. Удельная нагрузка  $P_{\text{эл}}$  постоянна по размаху элерона за исключением концевой участка, расположенного на длине 0,1 полуразмаха от конца крыла, на котором нагрузка удваивается (см. фиг. 2). Удельная нагрузка на передней кромке  $P_{1\text{эл}}$  принимается равной  $0,64 q_{\text{гмах}}$  кг/м<sup>2</sup>, где  $q_{\text{гмах}} = \frac{\rho v_{\text{гмах}}^2}{2}$  — скоростной напор.



Фиг. I.

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

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



Фиг. 2.

Коэффициент безопасности  $f$  принимается равным 2.

Определив значение  $Q_{эл}$  для нескольких сечений, можем построить эпюру  $Q_{эл}$  по размаху элерона (фиг.3).

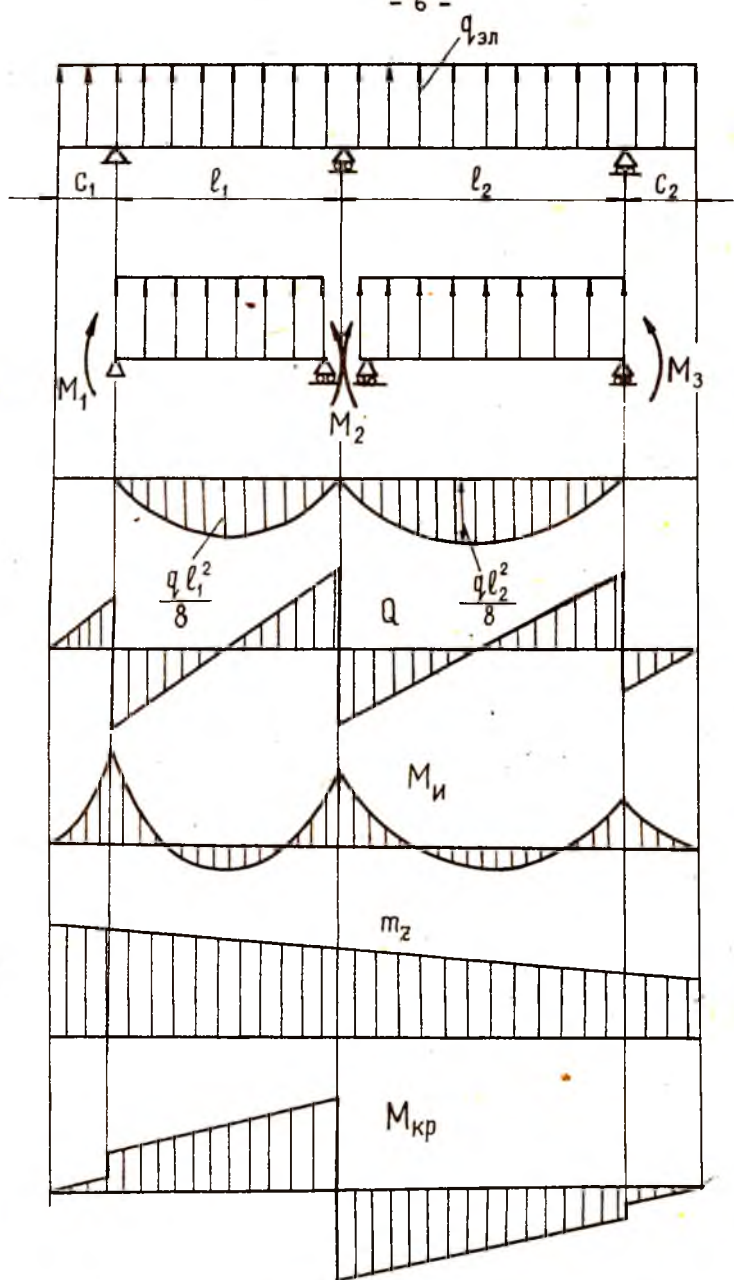
Основными силовыми элементами элерона являются лонжерон, нервюры и обшивка (фиг.4). Элерон подвешивается к крылу на трех и более узлах.

Рассмотрим работу перечисленных элементов.

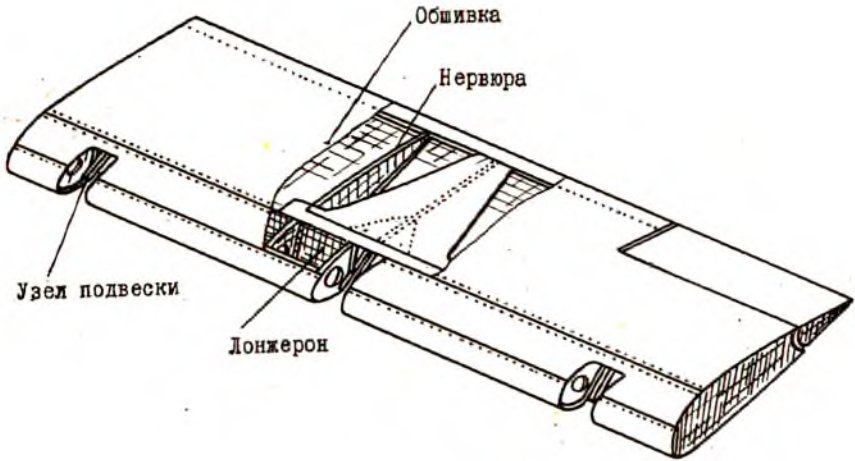
Воздушная нагрузка действует непосредственно на обшивку элерона и с нее передается на нервюры. При этом сила, нагружающая нервюру, определится из следующего равенства:

$$P_{нерв} = Q_{эл} t_n,$$

где  $t_n$  - шаг нервюр.



Фиг. 3.



Элерон

Фиг. 4.

Эта сила приложена в центре давления, который совпадает с центром тяжести элерона  $P_{эл}$ . Относительно центра жесткости (ц.ж.) сечения элерона, совпадающего с осью лонжерона, сила  $P_{нерв}$  дает момент  $\Delta M = P_{нерв} b$  (см. фиг. I), нагружающий нервюру в ее плоскости. Эпюра изгибающих моментов для нервюры показана на фиг. I.

Реакции возникают на стенке лонжерона и на обшивке в виде погонных касательных сил  $T$ .

Таким образом, силы  $P_{нерв}$  передаются на лонжерон, нагружая его как многоопорную балку, опирающуюся на узлы подвески элерона.

Построение эпюр поперечных сил и изгибающих моментов

Исходной для построения эпюр  $Q$  и  $M_{из}$  является полученная выше эпюра погонных нагрузок  $q_{изл}$  (см. фиг. 3).

Элерон обычно представляет собой статически неопределимую балку, которая решается известными методами строительной механики.

Воспользуемся тем, что погонная нагрузка  $q_{изл}$  мало меняется по размаху элерона и примем ее постоянной и равной ее среднему значению.\*) Примем также жесткость элерона постоянной по размаху:

$$EJ = (EJ)_{\text{средн}} = \text{const.}$$

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

Уравнение трех моментов в общем виде запишется так:

$$M_{n-1}l_n + 2M_n(l_n + l_{n+1}) + M_{n+1}l_{n+1} = -6 \left( \omega_n \frac{a_n}{l_n} + \omega_{n+1} \frac{b_{n+1}}{l_{n+1}} \right). \quad (2)$$

Здесь  $M_{n-1}$ ,  $M_n$ ,  $M_{n+1}$  - неизвестные опорные моменты;

$\omega_n$ ,  $\omega_{n+1}$  - площади эпюр изгибающих моментов для  $n$ -го и  $(n+1)$ -го пролетов соответственно;

$a_n$  - расстояние от левой опоры до ц.т. площади  $\omega_n$ ;

$b_{n+1}$  - расстояние от правой опоры до ц.т. площади  $\omega_{n+1}$ .

\*) При больших длинах элеронов и значительной разнице  $q_{изл}$  в корневом и концевом сечениях можно принять  $q_{изл} = \text{const}$  для отска между двумя смежными опорами.

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

Воспользовавшись обозначениями фиг.3, после некоторых преобразований запишем уравнение для нашего случая в виде:

$$M_1 + 2M_2 \left(1 + \frac{l_2}{l_1}\right) + M_3 \frac{l_2}{l_1} = \frac{q l_1^2}{4} \left[1 + \left(\frac{l_2}{l_1}\right)^3\right] \quad (3)$$

Здесь

$$M_1 = -\frac{q_{зад} c^2}{2}; \quad M_3 = -\frac{q_{зад} d^2}{2}$$

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

$$R_2 = R_2^{лев} + R_2^{прав} = \frac{q}{2}(l_1 + l_2) + \frac{M_2 - M_1}{l_1} + \frac{M_2 - M_3}{l_2}$$

и строим эпюры поперечных сил  $Q$  и изгибающих моментов  $M_u$  для элерона. Вид этих эпюр показан на фиг.3.

### Построение эпюр крутящих моментов.

#### Расчет сечения

Из условия равенства нулю моментов относительно оси вращения элерона (фиг.5), получим:

$$\int q_{зад} (b+c) dx = Sh$$

откуда может быть найдено усилие  $S$  в тяге управления.

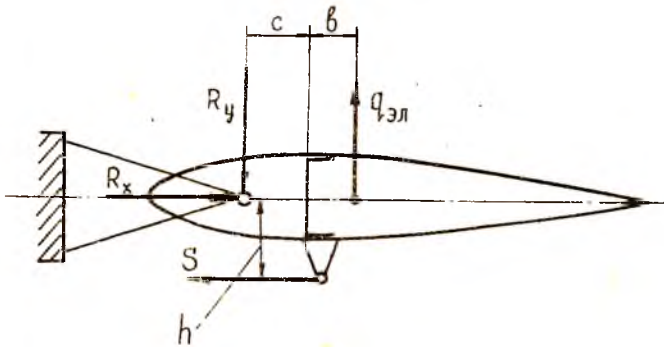
Так как центр жесткости сечения элерона лежит на оси его элерона, то погонный крутящий момент  $m_1$  будет равен  $J_{зад} \delta$ . Суммируя погонные моменты от концов элерона в плоскости, в которой приложено усилие  $S$  (эту плоскость мы рассматриваем как заделку для элерона), и учитывая моменты относительно центра

ра жесткости, создаваемые опорными реакциями, получим крутящие моменты в сечениях элерона.

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

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

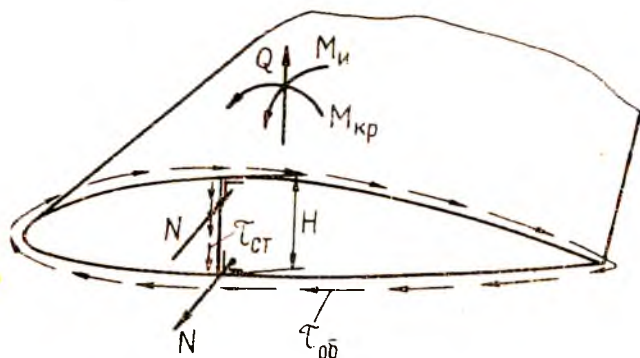
Эпюры погонных крутящих моментов  $M_z$  и крутящих моментов  $M_{кр}$  для элерона изображены на фиг.3.



Фиг. 5.

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 (фиг.6).



Фиг. 6.

Тогда касательные напряжения в стенке

$$\tau_{ст} \approx \frac{Q}{H \delta_{ст}} \leq \frac{\sigma_{в}}{2}, \quad (5)$$

касательные напряжения в обшивке

$$\tau_{об} \approx \frac{M_{кр}}{R \delta_{об}} \leq \frac{\sigma_{в}}{3}, \quad (6)$$

нормальные напряжения в поясе лонжерона

$$\sigma = \frac{M_{и}}{\mu H F_{лр}} = \sigma_{резр}. \quad (7)$$

В этих формулах:

$H$  - высота лонжерона;

$\mu = 0,95$  учитывает уменьшение расстояния между центрами тяжести лонжерона сравнительно с высотой  $H$ ;

$\delta_{ст}$ ,  $\delta_{об}$  - толщина стенки и обшивки соответственно;  
 $\Omega$  - 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  $30 \delta_{об}$ .  
 $b_{пр}$  принимается равным  $b_{в}$  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  $C_{\text{л}}$ , для некоторых типов механизации позволяет увеличить угол планирования самолета, уменьшает послепосадочный пробег его.

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

На механизацию действует 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.

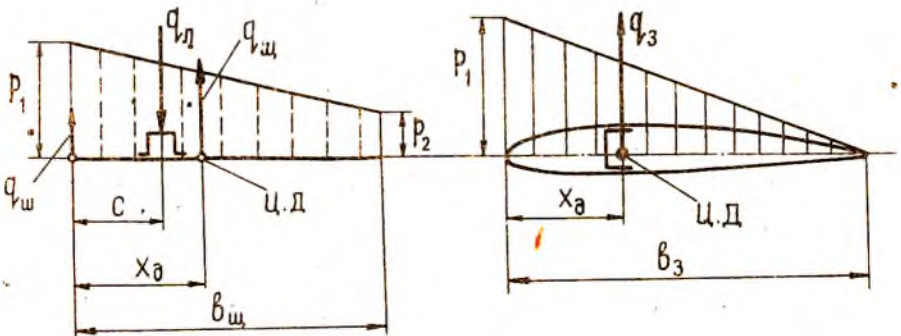
Значения  $\left( \frac{\rho v^2}{2} \right)_{\text{мех}}, f, K$  задаются нормами прочности.

$S_{\text{мех}}$  - 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 (фиг.7).



Фиг. 7.

Зная погонную нагрузку и положение центра давления, которое задается нормами прочности, можем найти интенсивность нагрузки (удельную нагрузку)  $p$ . Например, для щитка:

$$q_{щ} = \int p d b_{щ}; \quad q_{щ} x_g = \int p x d b_{щ}$$

Тогда

$$p_1 = \frac{2q_{щ}}{b_{щ}}(2 - 3\bar{x}_g); \quad p_2 = \frac{2q_{щ}}{b_{щ}}(3\bar{x}_g - 1)$$

где  $\bar{x}_g = \frac{x_g}{b_{щ}}$ .

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

#### 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 (фиг.8).

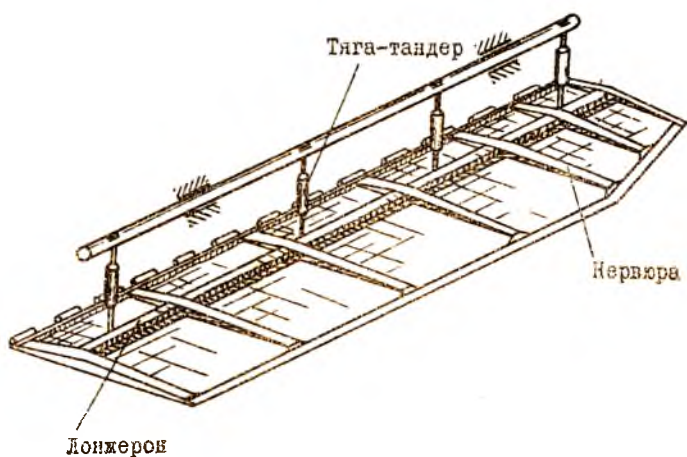
Воздушная нагрузка создает парный момент относительно оси вращения щитка (шомпольного крепления), который уравновешивается моментом усилий в тягах-тандерах.

$$\int q_{щ} x_g d x = \sum N c$$

где  $N$  - составляющая усилия в тяге-тандере.

Рассматривая лонжерон щитка как многоопорную неразрезную балку, нагруженную погонной силой

$$q_n = \frac{\sum N}{l}$$



Щиток

Фиг. 8.

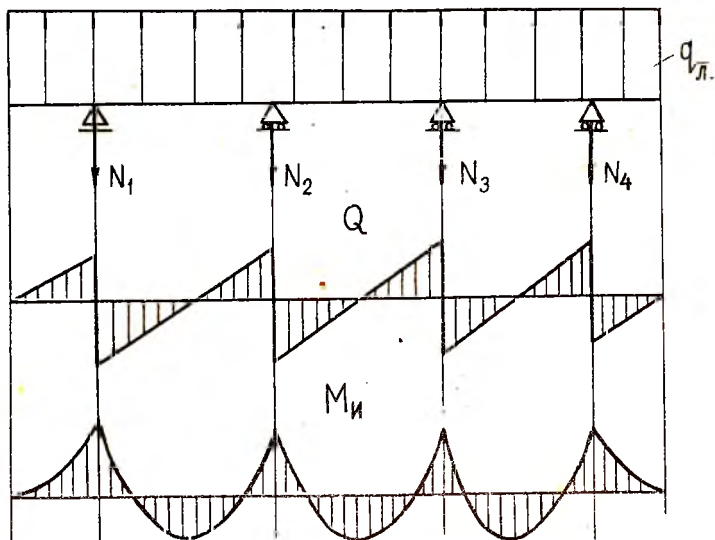
(здесь  $l$  - размах щитка) и принимая  $q_{из} = const$ ,  $c = const$ ,  $X_{щ} = const$  (хорды щитка по размаху изменяются мало), получим (см. фиг. 7):

$$q_{ил} = q_{из} \frac{X_{щ}}{c} \quad (10)$$

Решая неразрезную балку с помощью теоремы о трех моментах или составляя канонические уравнения метода сил, находим логичные неизвестные, определяем опорные реакции  $N$  тяг и строим эпюры поперечных сил и изгибающих моментов (фиг. 9).

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  $\Gamma$ -образного лонжерона (фиг. 10)

$$\tau = \frac{Q}{2h\delta} < \frac{\sigma_a}{2} \quad (11)$$



Фиг. 9.

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

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

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

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

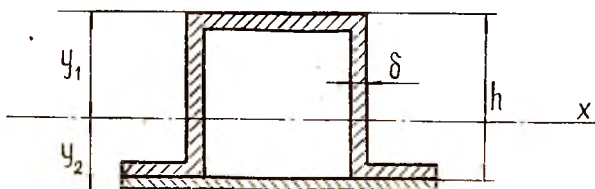
Полное усилие  $N_n$  в тяге-тандере определяется из формулы:

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

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

Полная длина  $l_N$  тяги-тандера определяется из

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



Фиг. 10.

где  $(l_N)_x$  ,  $(l_N)_y$  ,  $(l_N)_z$  - взятые из чертежа проекции этой длины на оси  $X$  ,  $Y$  ,  $Z$  .

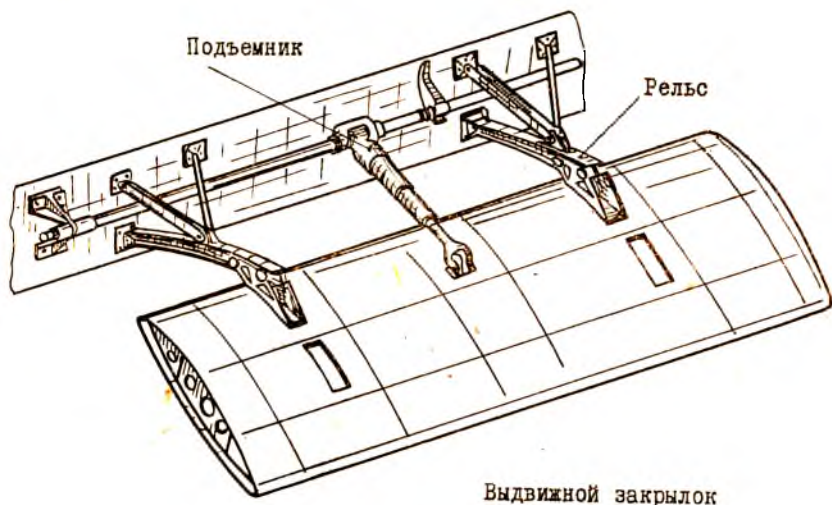
Прочность тяги-тандера определяется из расчета ее на продольный изгиб.

#### Расчет выдвигного закрылка Фаулера

Рассмотрим расчет выдвигного закрылка, опирающегося на два рельса, схема которого изображена на Фиг. II.

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  $\frac{b_{\text{ц.т.}}}{3}$  от носка, где  $b_{\text{ц.т.}}$  - 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 (фиг.12), направленная вдоль последнего, так как он имеет шарнирное крепление.



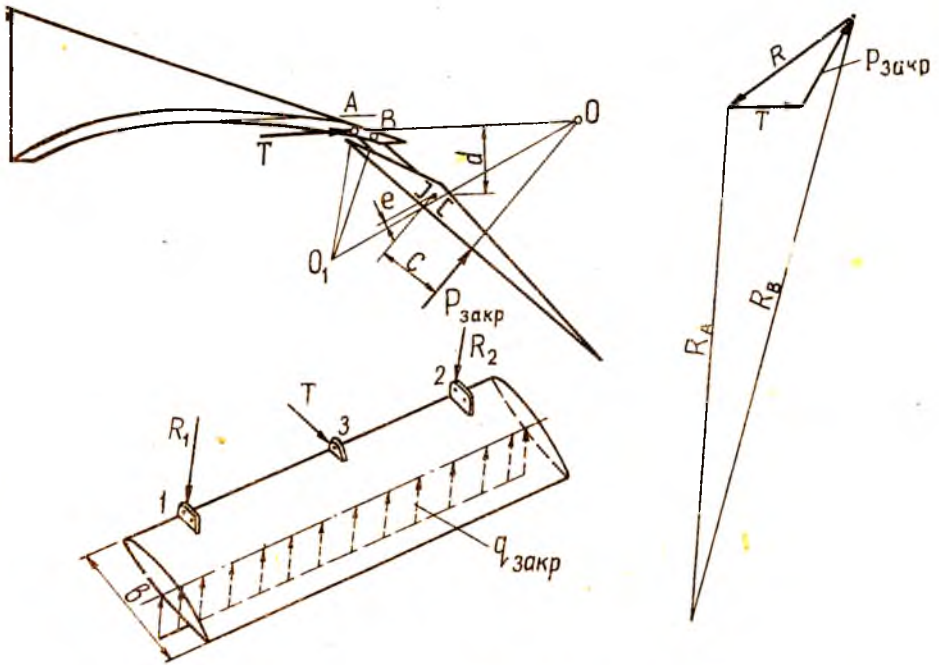
Выдвижной закрылок

Фиг. 12.

Определение реакций произведем графическим путем. Так как силы  $T$ ,  $R_{\text{закр}}$  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 (фиг.12) 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 <sup>\*</sup>), и в результате приходим к расчетной схеме, изображенной на фиг.13. Там же изображены эпюры  $Q$ ,  $M_{\text{ц}}$ . Крутящие моменты определим, приняв центр жесткости на оси лонжерона закрылка.

<sup>\*</sup>) Изгибом в плоскости хорд пренебрегаем.



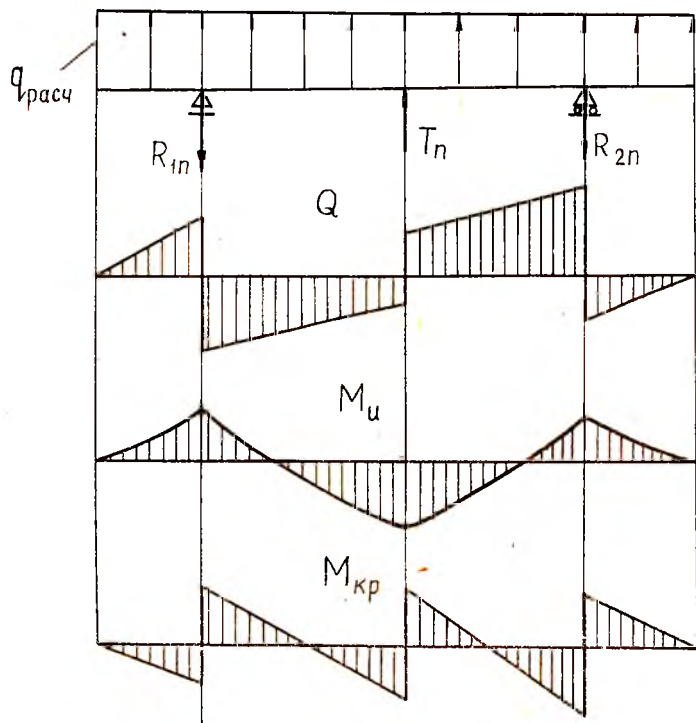
Фиг. 12.

$$M_{кр} = \int_0^c q_{закр} c dx - R_2 e$$

Здесь плечи обозначены в соответствии с фиг.12.

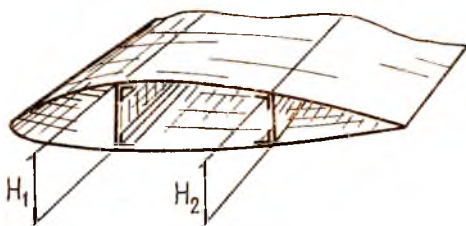
Вид эпюры крутящих моментов показан на фиг.13.

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 фиг.6). Если закрылок имеет два лонжерона (фиг.14), то расчет его принципиально не отличается от расчета двухлонжеронного крыла.



Фиг. 13.

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



Фиг. 14.

$$Q_i = Q \frac{H_i^3}{\sum H_i^3} \quad (14)$$

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

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

$$q_H = p t_H$$

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

Здесь  $t_H$  - шаг нервюра.



## РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ОПЕРЕНИЯ

### Нагрузки, действующие на оперение

К оперению самолета относится 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 не-

---

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

лики 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 последние предусматривают ряд расчетных случаев.

Наибольшая из уравновешивающих нагрузок определяется для данного режима полета из условия равновесия моментов относительно оси  $Z$  (фиг.15), т.е. из условия балансировки самолета.

$$P_{r.0} = \frac{M'_z}{L_{r.0}} f = \frac{m'_z q S \delta_{сах}}{L_{r.0}} f. \quad (16)$$

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;

$L_{r.0}$  - расстояние от центра тяжести самолета до центра давления горизонтального оперения;

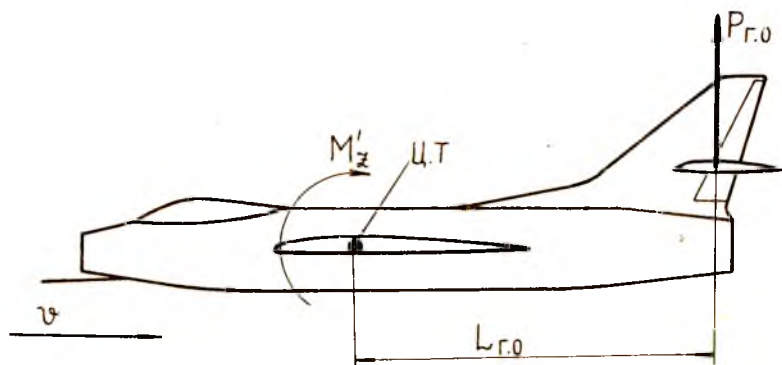
$q$  - скоростной напор рассматриваемого случая;

$S, \delta_{сах}$  - 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 (фиг.16).

Чтобы удержать самолет в заданном положении, необходимо руль



Фиг. 15.

высоты удерживать в отклоненном вверх положении. При этом создается момент  $M_{p, \delta} = M_{ст} - M'_z$ .

Сила  $P_{г.0}$  распределяется между рулем и стабилизатором в соответствии с формулами:

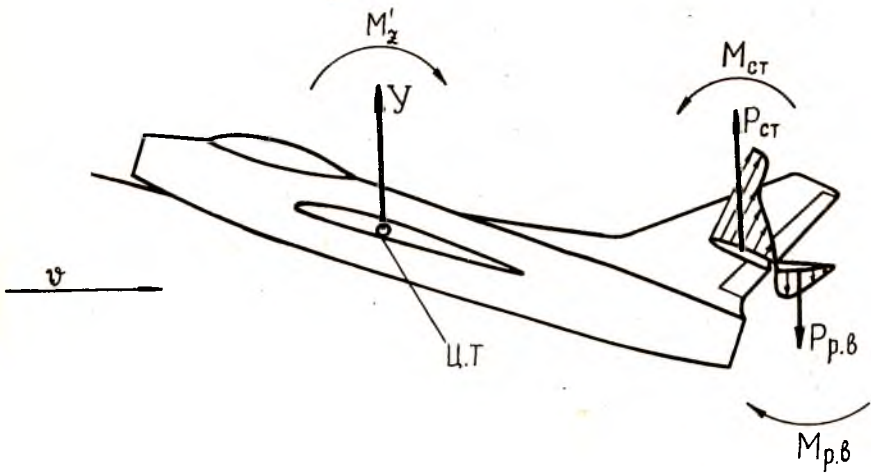
$$P_{р. \delta} = \rho \frac{S_{р. \delta}}{S_{г.0}} \cdot \quad (17)$$

$$P_{ст} = \rho \frac{S_{р. \delta} + S_{г.0}}{S_{г.0}} \cdot \quad (18)$$

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

$$q_{р. \delta} = \frac{P_{р. \delta}}{S_{р. \delta}} \cdot \delta_{р. \delta} \quad (19)$$

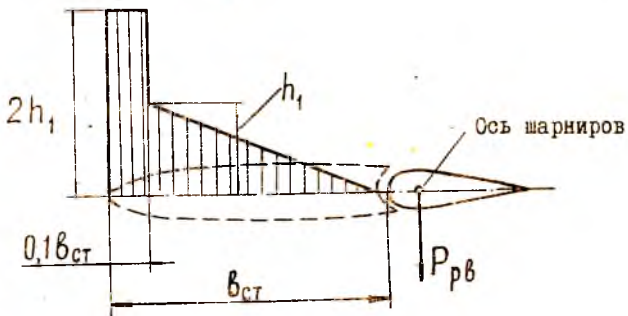
$$q_{ст} = \frac{P_{ст}}{S_{ст}} \quad (20)$$



Фиг. 16.

Распределение нагрузки вдоль хорды оперения, т.е. схематизированная эпюра удельных нагрузок  $h$  кг/м<sup>2</sup> задается фиг.17. Интенсивность нагрузки  $h_1$  может быть определена из условия, что

$$\int_0^{b_{ст}} h d b_{ст} = q_{ст}$$



Маневренная нагрузка рассматривается в двух случаях.

а) 1-й случай. Для совершения маневра руль высоты отклоняется больше, чем нужно для уравнивания моментов относительно оси  $\xi$ . Таким образом в этом случае к уравнивающей нагрузке  $P_{г.0}^{чр}$  соответствующего расчетного случая добавляется маневренная нагрузка  $\Delta P_{г.0}^{ман}$ , пропорциональная величине скоростного напора  $q$  и площади горизонтального оперения  $S_{г.0}$ .  
Так как

$$q = \frac{n^2 G}{C_y S},$$

то

$$P_{г.0} = P_{г.0}^{чр} + \Delta P_{г.0}^{ман} = P_{г.0}^{чр} + K_1 n^2 \frac{G}{S} S_{г.0} f, \quad (21)$$

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 ее можно пренебречь (например, в случае вывода самолета из крутого штопора), то

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

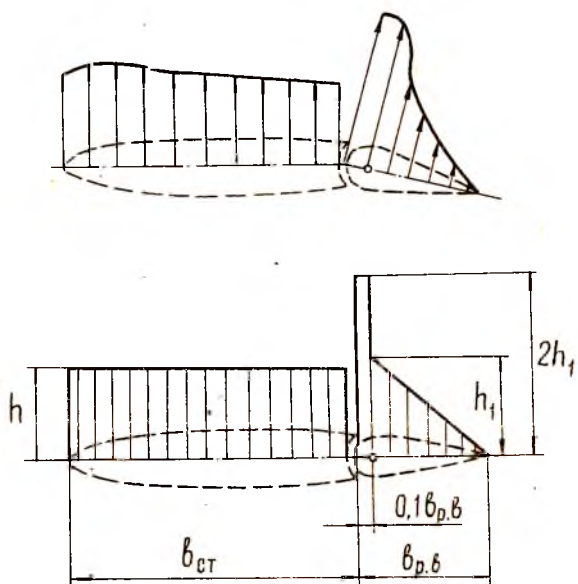
где  $K_2 > K_1$  - коэффициент, задаваемый нормами прочности,  $f = 2$ .

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

$$P_{р.в} = P_{г.0} \frac{S_{р.в}}{S_{г.0}}, \quad (23)$$

$$P_{ст} = P_{го} \frac{S_{ст}}{S_{го}} \quad (24)$$

Распределение нагрузки по размаху производится пропорционально хордам, т.е. в соответствии с формулами (19), (20). Фактическое распределение нагрузки вдоль хорды оперения и схема, принятая в нормах прочности, показаны на фиг.18.



Фиг. 18.

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

$$\int_{b_{ст(р.б)}} h db = q_{ст(р.б)}$$

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  $V_{o, \max}$ , определяемая из формулы (16).  $P_{н.в}$  зависит от  $V_{o, \max}$ , скорости вертикального порыва и площади горизонтального оперения и определяется по формуле, аналогичной соответствующей формуле для крыла:

$$P_{н.в} = \frac{1}{2} C_{y, г.о}^{\alpha} \rho_0 V_{o, \max}^2 S_{г.о} f = \kappa V_{o, \max} S_{г.о} f \quad (26)$$

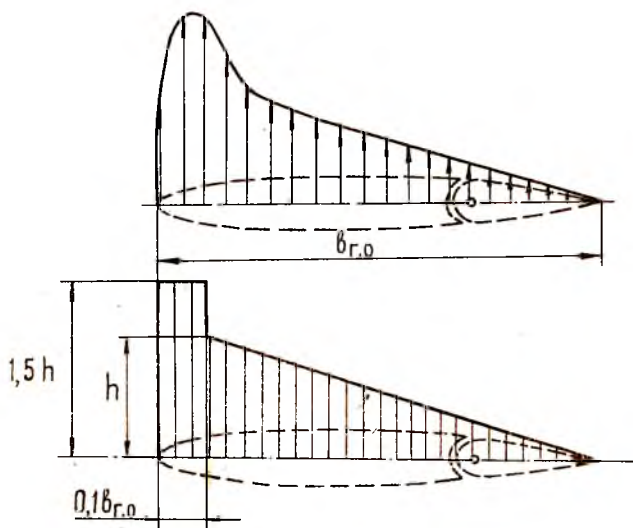
где  $U$  - скорость вертикального порыва;  
 $\kappa$  - коэффициент, значение которого определяется по нормам прочности;

$$f = 2.$$

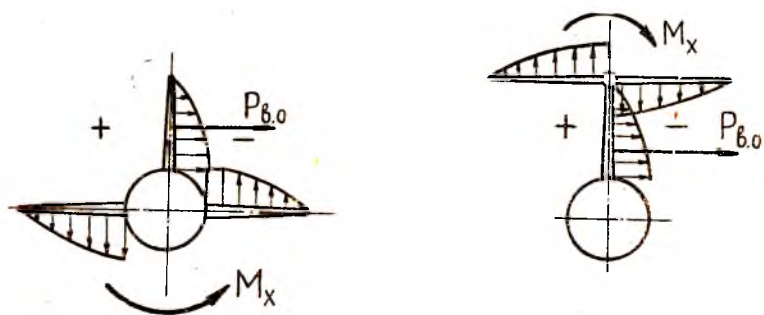
Распределение нагрузки между стабилизатором и рулем высоты пропорционально площадям (см. формулы 23, 24). Распределение нагрузки по размаху - пропорционально хордам (см. формулы 19, 20). Распределение нагрузки вдоль хорды определяется фиг. 19.

Несимметричная нагрузка рассматривается для наибольшего значения  $P_{г.о}$ , 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 фиг. 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  $\Delta P$  так, что образуется момент относительно оси  $x$  (см. фиг. 21).

$$M_x = \Delta P \cdot a = m_x^{r,0} q_{\max \max} S_{г.о} l_{г.о} f$$



Фиг. 19.



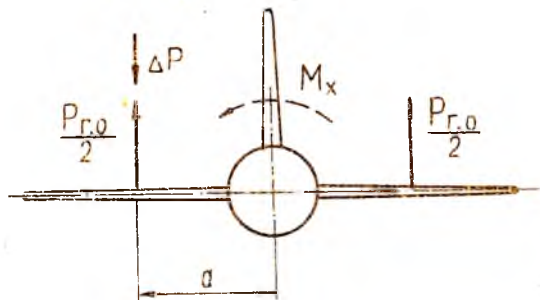
Фиг. 20.

откуда

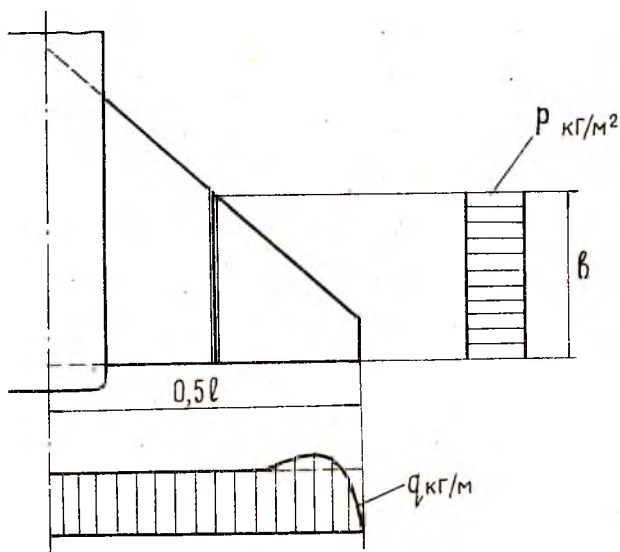
$$\Delta P = \frac{m_x^{r.0} q_{\max \max} S_{r.0} l_{r.0} f}{a} \quad (27)$$

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  $V_{\max \max}$  ;  
 $m_{\max}^{r.0}$  - 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 (фиг.22). При числах  $M < 1$  распределение нагрузки по хорде соответствует приведенному на фиг.19.



Фиг. 21.



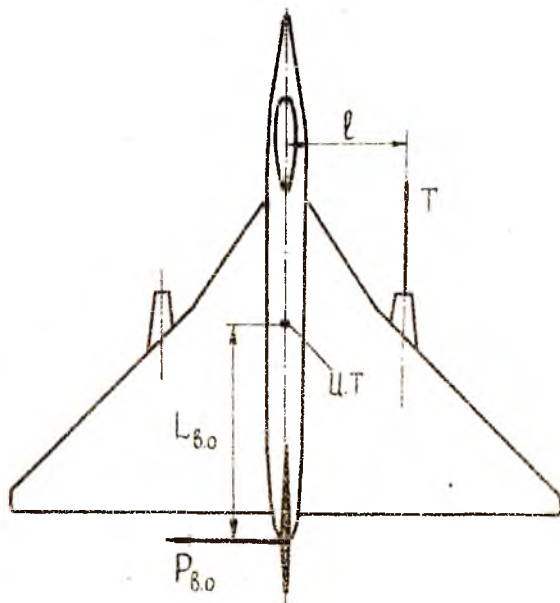
Фиг. 22.

Для однокилевого вертикального оперения<sup>ж)</sup> нормы прочности предусматривают следующие нагрузки:

- 1) демпфирующая нагрузка обеспечивает статическое равновесие моментов относительно оси - 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 уравнивания момента от тяги двигате-

<sup>ж)</sup> Об особенностях нагружения двухкилевого вертикального оперения см. в нормах прочности.



Фиг. 23.

лей (фиг.23).

$$P_{в.о} = \frac{\sum T_i l_i}{L_{в.о}} f \quad (20)$$

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 маховренной нагрузки.

Кроме указанных, нормы прочности предусматривает еще случай совместного нагружения горизонтального и вертикального оперения. При этом рассматривается одновремен-

ное действие нагрузок, равных 75 % максимальных расчетных нагрузок на горизонтальное и вертикальное оперения.

Построение эпюр поперечных сил, изгибающих  
и крутящих моментов

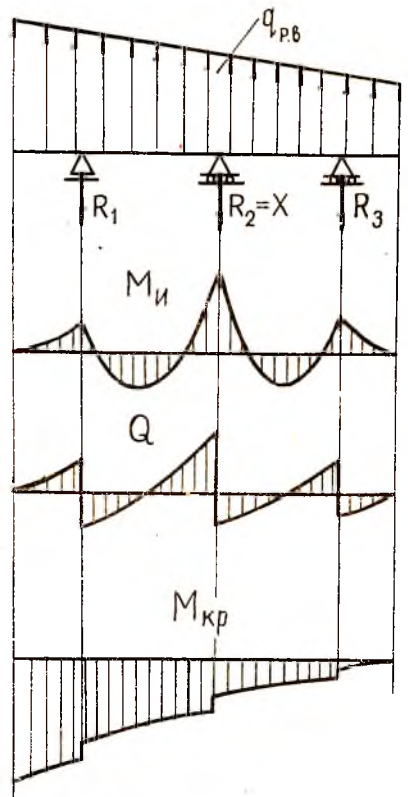
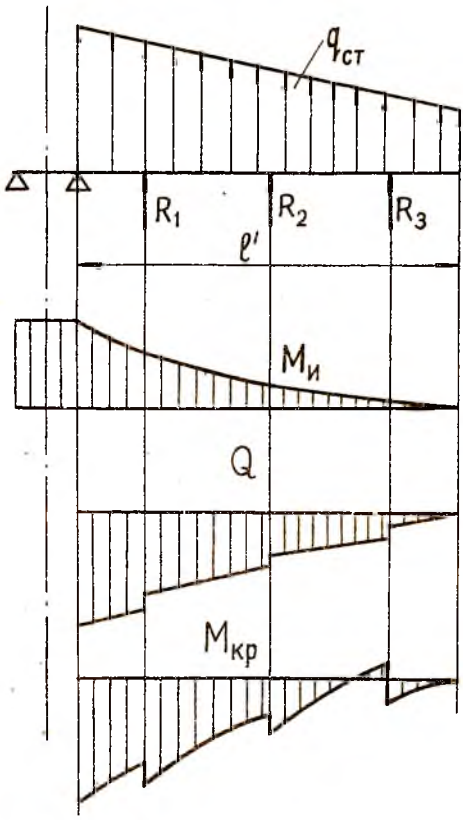
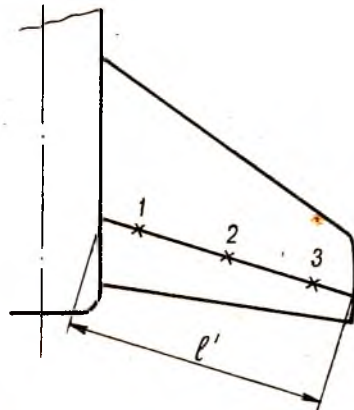
Расчетная схема для руля высоты или руля направления представляет собой многоопорную балку, опертую на стабилизатор или киль в узлах подвески и нагруженную погонными воздушными нагрузками  $Q_{p,в}(Q_{p,н})$ , определенными по формуле (19). Расчетной схемой для стабилизатора является балка, опертая в 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 (фиг.24).

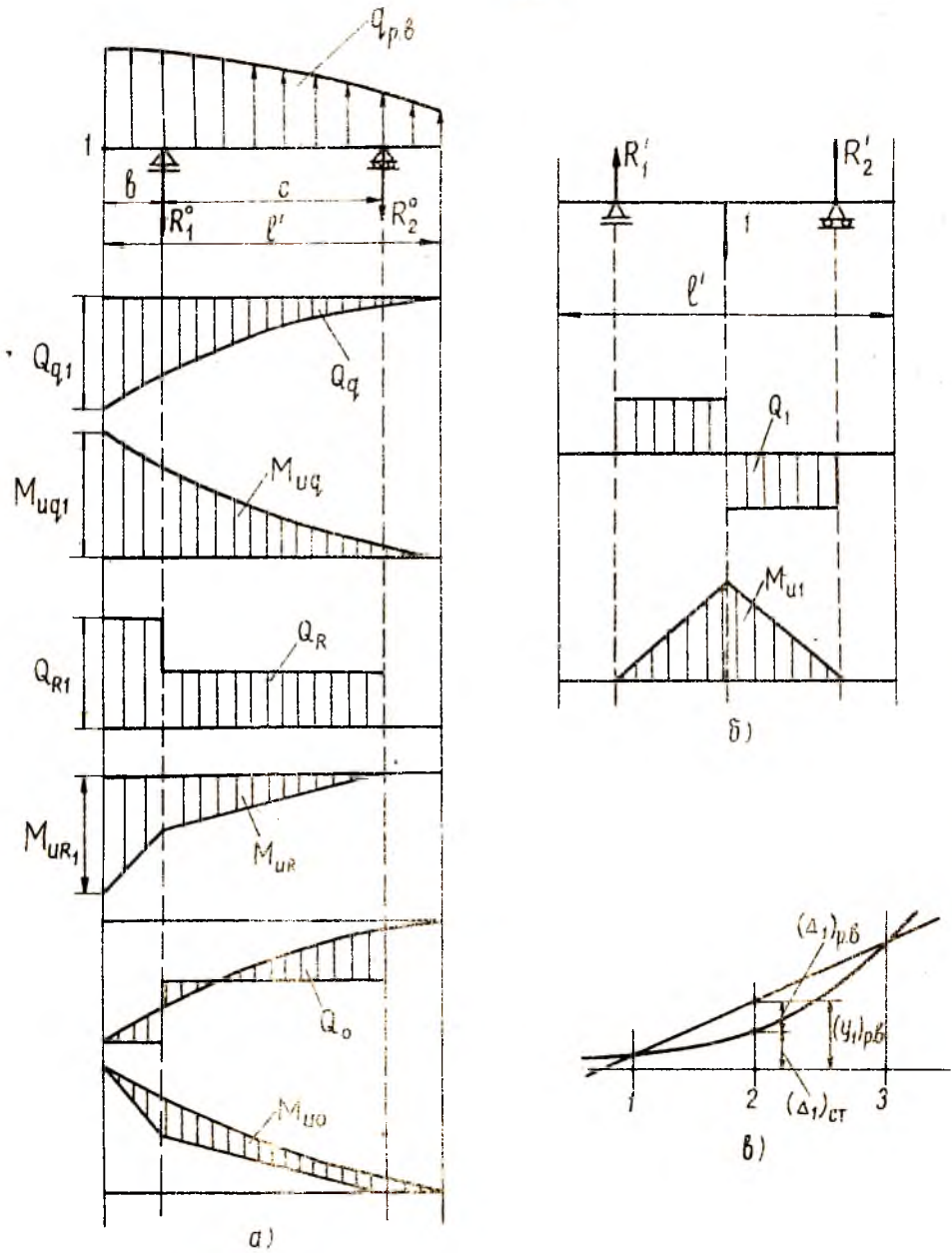
Начнем с построения эпюр для руля высоты, рассматривая его как однажды статически неопределимую балку, нагруженную погонной нагрузкой интенсивностью  $Q_{p,в}$ . За лишнее неизвестное примем реакцию средней опоры  $R_2 = X$ . Основная и единичная системы для руля изображены на фиг. 25.

Построение эпюр  $Q_0$  и  $M_{u0}$  для основной системы при произвольной погонной нагрузке  $Q_{p,в}$  проводим следующим образом (см.фиг.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  $M_{uq}$  без учета опорных реакций.



Фиг. 24.



Фиг. 25.

Так как на левом конце руля (балки) в точке "I" должно быть выполнено условие  $Q_{01} = 0$ ,  $M_{u01} = 0$ , то из этого следует, что

$$Q_{q1} = R_1^* + R_2^* ,$$

$$M_{uq1} = R_1^* b + R_2^* (b+c) ,$$

откуда находим  $R_1^*$  и  $R_2^*$ .

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 фиг. 25а суммирование проведено наложением зеркального отображения эпюр  $Q_R$ ,  $M_{uR}$  на эпюры  $Q_q$ ,  $M_{uq}$ ), получаем искомые эпюры  $Q_0$ ,  $M_{u0}$ . Напишем каноническое уравнение метода сил для рассматриваемой задачи, полагая опоры руля (стабилизатора) абсолютно жесткими:

$$\Delta_{10} + \delta_{11} X = 0. \quad (29)$$

Напомним, что  $\Delta_{10} = \int_p \frac{M_{10} M_{11}}{EJ} dl'$  есть перемещение точки приложения силы "I" (единичной силы) в направлении ее действия от внешних сил;  $\delta_{11} = \int_p \frac{M_{11}^2}{EJ} dl$  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 учесть упругость стабилизатора, то, как следует из фиг. 25 в,

$$(\Delta_1)_{ст} = (y_1)_{p\delta} - (\Delta_1)_{p\delta} ,$$

где  $(\Delta_1)_{ст}$  - прогиб стабилизатора в точке приложения силы "I";  
 $(\Delta_1)_{p\delta}$  - прогиб руля высоты в точке приложения силы "I" относительно опор 1,3, принимаемых неподвижными;  
 $(y_1)_{p\delta}$  - перемещение руля высоты в точке приложения силы "I", вызванное перемещением руля высоты как жесткого тела из-за смещения крайних опор стабилизатора.

Каноническое уравнение запишется в следующем виде:

$$(\Delta_{10})_{ст} X (\delta_{11})_{ст} + (y_{10})_{р,в} + X (y_{11})_{р,в} - (\Delta_{10})_{р,в} - X (\delta_{11})_{р,в} \dots \quad (30)$$

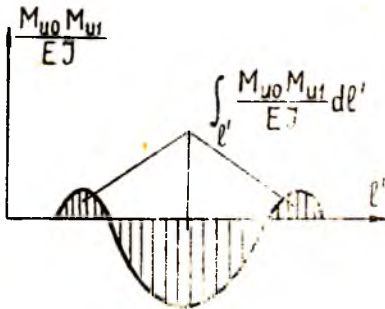
где коэффициенты  $(\Delta_{10})_{ст}$  и  $(\delta_{11})_{ст}$  для стабилизатора вычисляются с учетом влияния на перемещения крутящего момента. Например:

$$(\Delta_{10})_{ст} = \int_{l'} \frac{M_{100} M_{111} dl'}{EJ} + \int_{l'} \frac{M_{кр0} M_{кр1} dl'}{GJ_{кр}}$$

$(y_{10})_{р,в}$ ,  $(y_{11})_{р,в}$  есть перемещения руля высоты в точке приложения единичной силы, вызванные перемещением руля как жесткого тела из-за смещения крайних опор стабилизатора под действием внешней нагрузки и единичной силы соответственно.

Если  $EJ$  может быть принято постоянным, то интеграл вида  $\int_{l'} \frac{M_{100} M_{111} dl'}{EJ}$  вычисляются, пользуясь правилом Верещагина: он равен площади эпюры  $M_{100}$ , умноженной на ординату эпюры  $M_{111}$ , расположенную под центром тяжести эпюры  $M_{100}$  и деленной на  $EJ$ .

Если  $EJ$  значительно изменяется по размаху руля, то строят график  $\frac{M_{100} M_{111}}{EJ}$  по  $l'$ . Площадь, ограниченная этим графиком представляет собой искомый интеграл (фиг.26.).



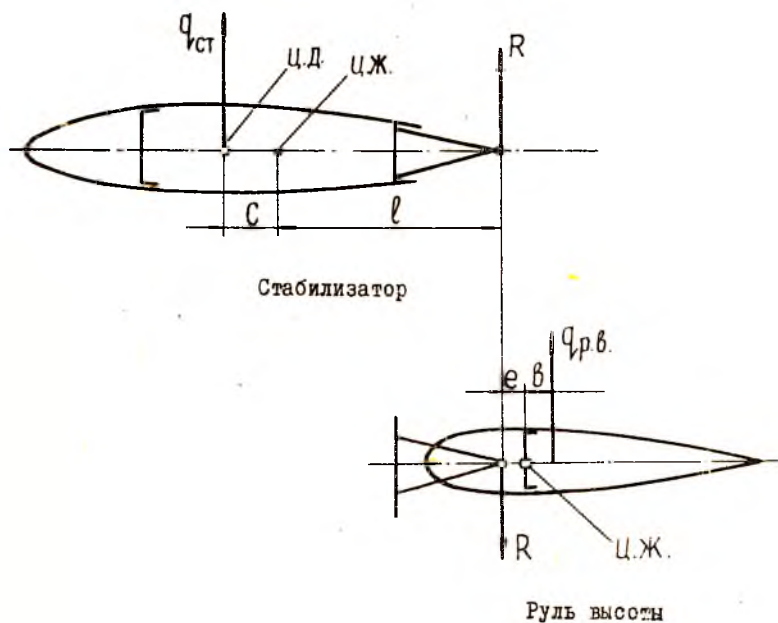
Определив таким образом "лишнюю" неизвестную  $X$  из уравнения (29), далее строим эпюры поперечных сил  $Q$  и изгибающих моментов  $M$ , для руля высоты (см. фиг.24):

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

Фиг. 26.

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

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



Фиг. 27.

$$M_{кр} = \int_0^z q_{р.в.} b d l' + \sum R_i e_i \quad (33)$$

где сумма распространяется на все опоры, расположенные по одну сторону от сечения. Погонная нагрузка  $q_{р.в.}$  приложена в центре давления, который определяется как центр тяжести эпюры удельных нагрузок (см. фиг. 17+19). Полагая, что

плоскость тяги управления рулем проходит через ось фюзеляжа, получим эпюру  $M_{кр}$  для руля высоты, изображенную на фиг.24. Воспользовавшись замечаниями относительно расчетной схемы стабилизатора, изложенными на стр. 19 и фигурой 27 получим эпюры  $Q$ ,  $M_u$ ,  $M_{кр}$  для стабилизатора, изображенные на фиг.24. При этом

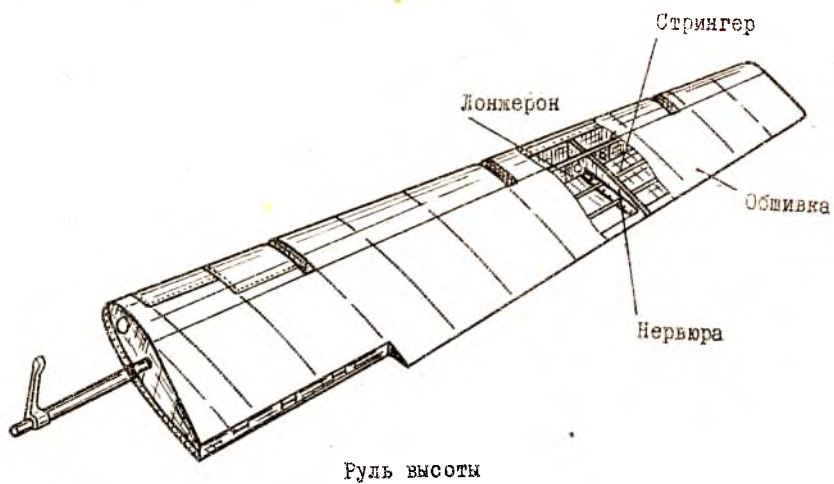
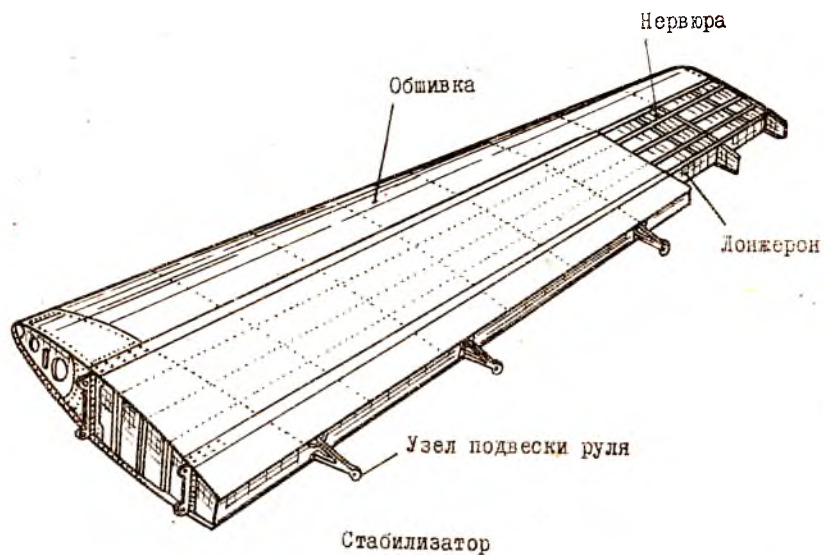
$$M_{кр} = \int_0^z q_{ст} c d \ell' - \sum R_i \ell_i \quad (34)$$

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

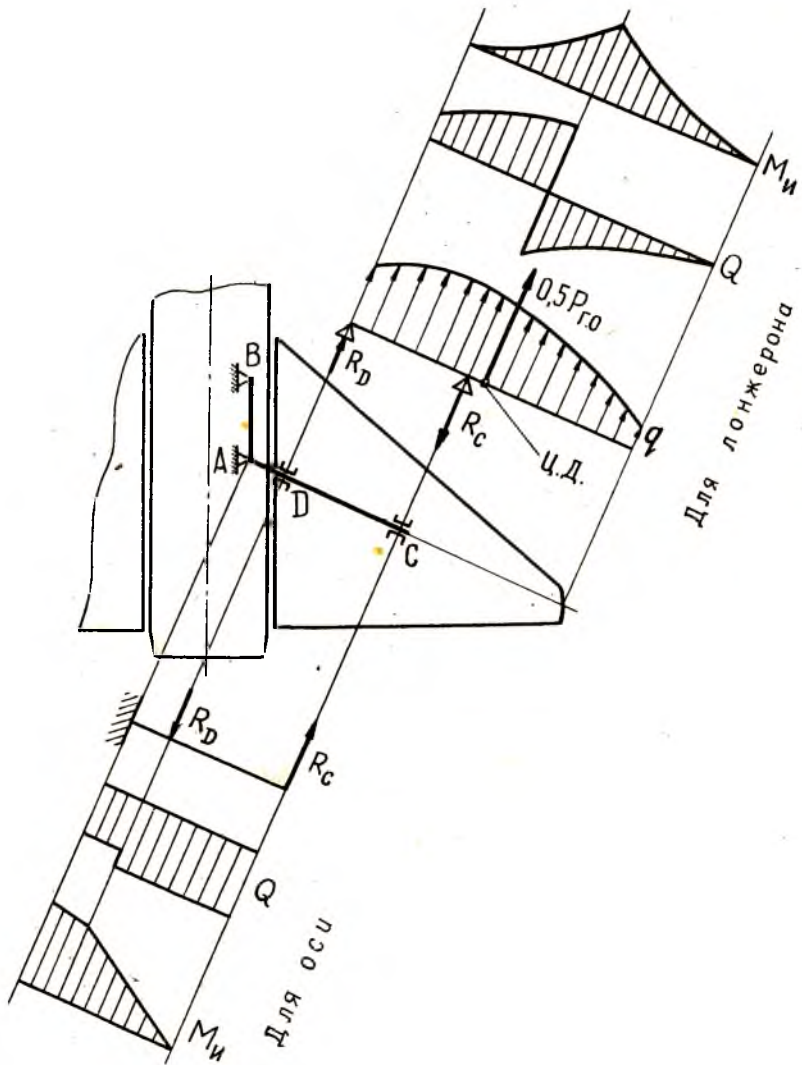
#### Расчет управляемого стабилизатора

Рассмотрим особенности расчета некоторых схем управляемого стабилизатора.

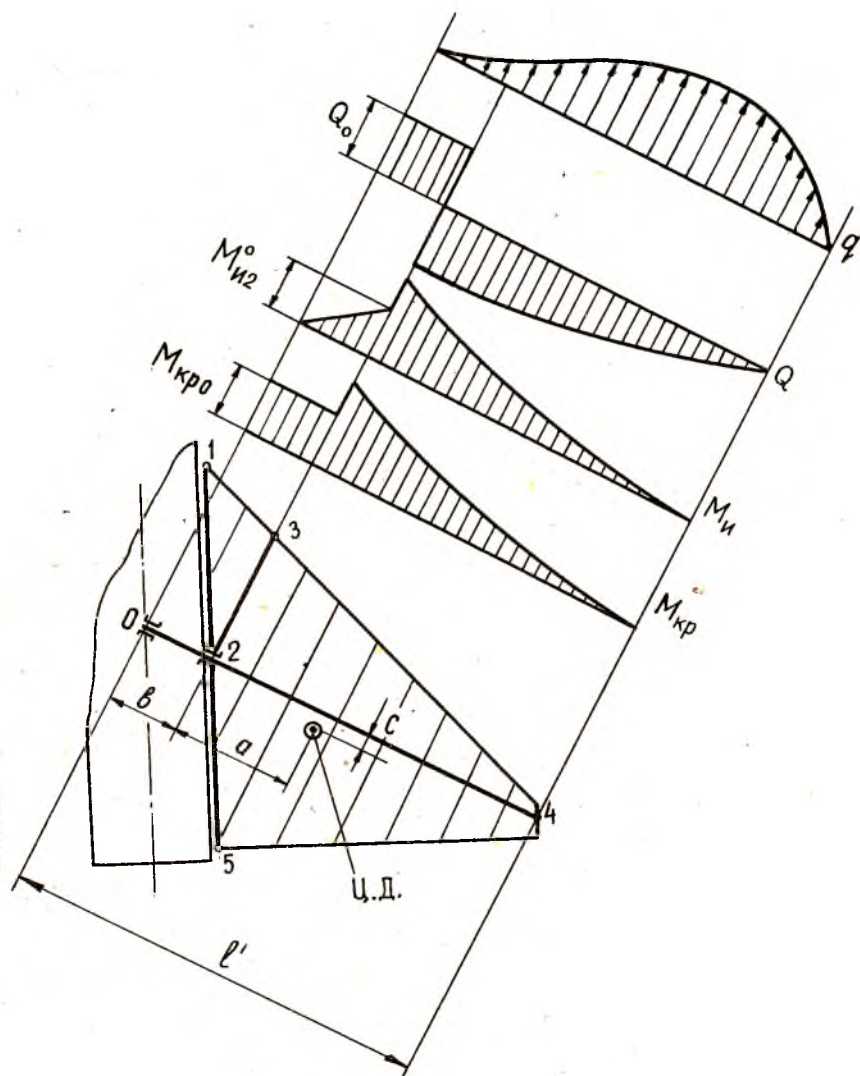
Вращение каждой половины стабилизатора осуществляется либо относительно оси, жестко закрепленной в фюзеляже (фиг.29), либо относительно оси, жестко закрепленной в стабилизаторе (фиг.30). В конструкциях управляемых стабилизаторов применяются преимущественно одноплоскостные схемы. На фиг.31 показана конструкция 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 фиг. 32.



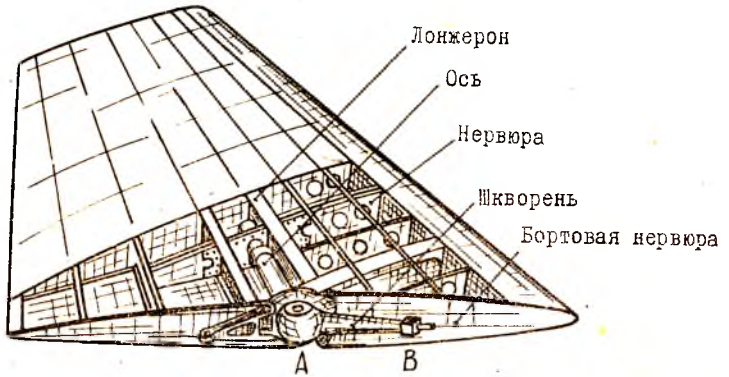
Фиг. 28.



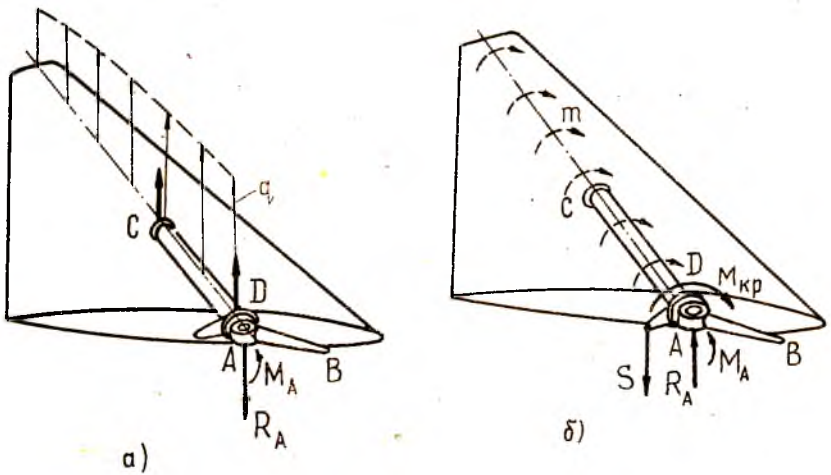
Фиг. 29.



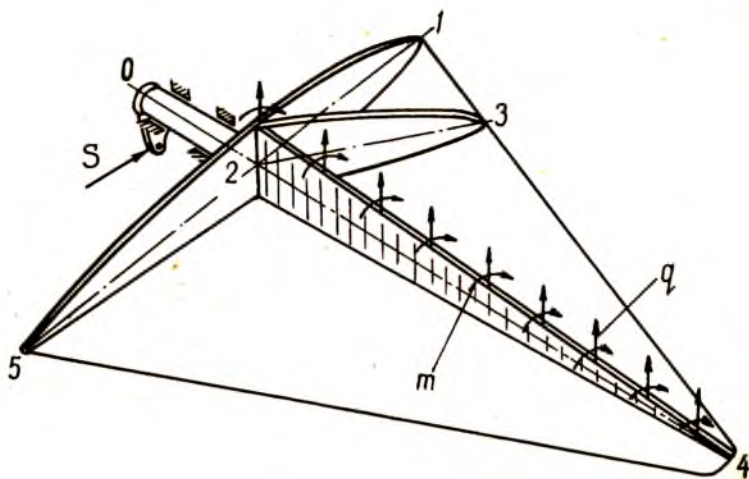
Фиг. 30.



Фиг. 31.



Фиг. 32.



Фиг. 33.

и изгибающий момент, вызванный ею

$$M_{u2}^0 \approx R_0 \delta = \frac{P_{гв}}{2} a \quad (37)$$

Скачки в эпюрах  $M_u$  и  $M_{кр}$  в сечении, проходящем через точку 2 обусловлены моментами сил, действующих на участок I-2-3, которые передаются в точку 2 изгибом носков силовых нервюр I-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. В.П.БЕЛЬСКИЙ и др. (под редакцией С.Н.Кана) - Конструкция летательных аппаратов, Оборонгиз, М., 1963.

2. С.Н.КАН, И.А.СВЕРДЛОВ - Расчет самолета на прочность, Машиностроение, М., 1966.

---

## О Г Л А В Л Е Н И Е

РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕРОНОВ .....	3
Нагрузки, действующие на элерон.	
Работа элементов конструкции .....	3
Построение эпюр поперечных сил и изгибающих моментов .....	8
Построение эпюр крутящих моментов. Расчет сечения.	9
РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА .....	13
Нагрузки, действующие на механизацию крыла .....	13
Расчет простого щитка .....	15
Расчет выдвижного закрылка Фаулера .....	18
РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ОПЕРЕНИЯ .....	23
Нагрузки, действующие на оперение .....	23
Построение эпюр поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов .....	34
Расчет управляемого стабилизатора .....	40
ЛИТЕРАТУРА .....	47