

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени авиационный
институт им. С.П.Королева

Б.А.Лавров

НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ

Учебное пособие,
издание второе

Куйбышев 1979

В пособии рассматриваются нагрузки, которые действуют на самолет в различных условиях эксплуатации. Вводится понятие о перегрузке. Определяются перегрузки для различных видов движения самолета. Дается краткое описание норм прочности самолетов. Подробно рассмотрены нагрузки монопланного крыла, их распределение по хорде и размаху с учетом влияния фюзеляжа и мотогондол, а также стреловидности крыла. Приводится процедура численного интегрирования применительно к построению эпюр перерезывающих сил, изгибающих и крутящих моментов.

Пособие рассчитано на студентов специальности "Самолетостроение" вечернего обучения и может быть использовано студентами дневной формы обучения.

Рис. 31. Библ. 5 назв.

Темплан 1979 г., поз. 2146.

Рецензент - кафедра "Строительная механика и прочность л.а." Московского авиационного института.

Утверждено на редакционно-издательском
совете института 16.12.77 г.

Г л а в а I

НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ

Для расчета прочности самолета необходимо знать нагрузки, которые действуют на него в различных условиях эксплуатации.

В полете или при движении по земле ни самолет, ни его отдельные части не находятся в статическом равновесии. Однако, следуя принципу Даламбера, самолет можно рассматривать находящимся в равновесии, если к действующим силам отнести и силы инерции. Тогда при расчете на прочность можно применять методы строительной механики, базирующиеся на условиях статического равновесия.

Все силы, действующие на самолет или его отдельные части, можно разбить на две группы: поверхностные и массовые. К поверхностным силам относятся аэродинамические нагрузки, тяга двигателей, реакция земли при посадке и силы взаимодействия отдельных частей самолета. Таким образом, поверхностные силы могут быть как распределенными, так и сосредоточенными. К массовым нагрузкам относятся силы веса и инерционные силы. Эти силы пропорциональны массе и действуют на каждый элемент конструкции.

Из принципа Даламбера следует, что равнодействующая поверхностных сил $R_{пов}$ численно равна и направлена противоположно равнодействующей массовых сил R_M , т.е. $R_{пов} = -R_M$.

Это равенство справедливо как для самолета в целом, так и для любого его агрегата или груза, расположенного внутри самолета (рис. I.I).

Величина и направление массовых сил зависят от тангенциальных и нормальных ускорений, которые связаны с эволюциями самолета. Величина и закон распределения аэродинамической нагрузки по поверхности самолета также зависят от его эволюций, а реакция земли определяется характером посадки.

Таким образом, все нагрузки, действующие на самолет в целом и его агрегаты, зависят от режима полета и посадки.

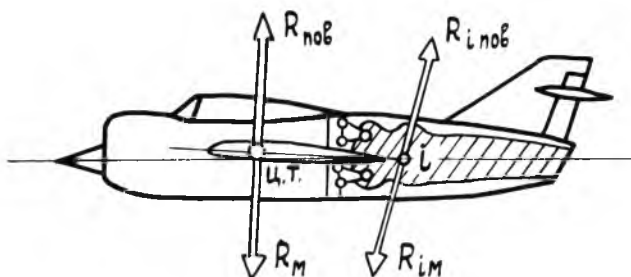


Рис. I.I. Поверхностные и массовые силы самолета и агрегата

I.I. Понятие о перегрузках

Отношение равнодействующей всех поверхностных сил к весу называется перегрузкой самолета

$$\bar{n} = \frac{\bar{R}_{ноб}}{G}. \quad (I.I.)$$

Зная перегрузку, можно определить величину равнодействующей массовых сил

$$\bar{R}_M = \bar{n} \cdot G. \quad (I.2)$$

В практических расчетах обычно пользуются не полной перегрузкой, определяемой формулой (I.I), а перегрузками в направлении координатных осей. Перегрузкой в заданном направлении называется отношение проекции равнодействующей всех поверхностных сил на это направление к весу самолета. При малом угле φ (рис. I.2) перегрузки в направлении осей x , y , z запишутся в следующем виде:

$$n_x = \frac{P-X}{G}; \quad n_y = \frac{Y}{G}; \quad n_z = \frac{Z}{G}. \quad (I.3)$$

Здесь P - тяга двигателя;
 Y - подъемная сила самолета;

X - сила лобового сопротивления;
 Z - боковая сила.

5

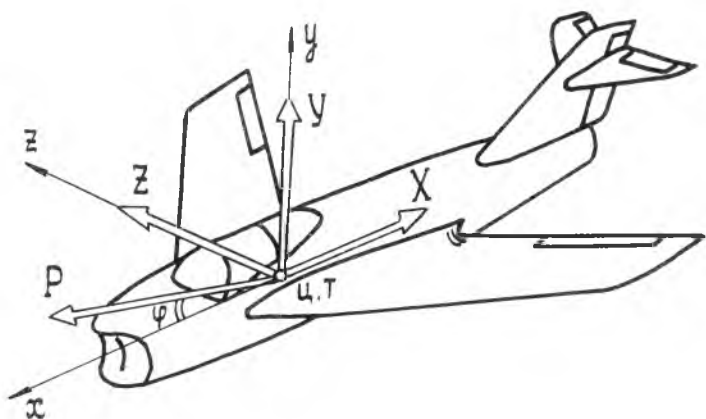


Рис. 1.2. Поверхностные силы, действующие на самолет

Следовательно, перегрузка в направлении подъемной силы есть отношение подъемной силы к весу самолета, перегрузка в направлении оси z есть отношение боковой силы к весу самолета и т.д.

В расчетах самолета на прочность наибольшее значение имеет перегрузка n_y . Часто эту величину называют просто перегрузкой, не оговаривая ее направления, и обозначают через n . Перегрузка в другом направлении обычно оговаривается.

Рассмотрим определение перегрузок для различных случаев полета самолета.

1.2. Горизонтальный полет

В установившемся горизонтальном полете на самолет действуют: сила тяги двигателя P_0 , подъемная сила Y_0 , вес самолета G , сила лобового сопротивления X_0 (рис.1.3).

При рассмотрении горизонтального полета полагаем, что тяга P_0 и сила лобового сопротивления X_0 проходят через

центр тяжести и перпендикулярны подъемной силе Y_0 .

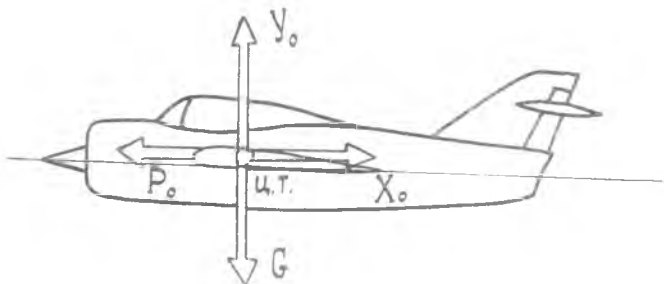


Рис. 1.3. Силы, действующие на самолет, в горизонтальном полете

Из условий равновесия самолета получим

$$Y_0 = G \quad \text{и} \quad P_0 = X_0$$

Если самолет совершает горизонтальный полет с переменной скоростью, то второе условие равновесия не выполняется и его необходимо дополнить инерционными силами.

1.3. Криволинейный полет в вертикальной плоскости

Пусть самолет совершает полет по криволинейной траектории в плоскости симметрии (рис. 1.4). В этом случае силы X , Y , P , G статически не уравновешены. Пользуясь принципом Даламбера, самолет можно рассматривать находящимся в равновесии, если к указанным выше силам добавить силы инерции, которые зависят от тангенциального и центростремительного ускорений.

Тангенциальное ускорение $j_t = \frac{dv}{dt}$ возникает за счет изменения скорости V по траектории, центростремительное ускорение $j_n = \frac{V^2}{r}$ — за счет кривизны траектории. Этим ускорениям соответствуют инерционные силы

$$N_t = -m \frac{dv}{dt} \quad \text{— тангенциальная инерционная сила;}$$

$$N_n = -m \frac{V^2}{r} \quad \text{— центробежная (нормальная) инерционная сила.}$$

Здесь $m = \frac{G}{g}$ - масса самолета.

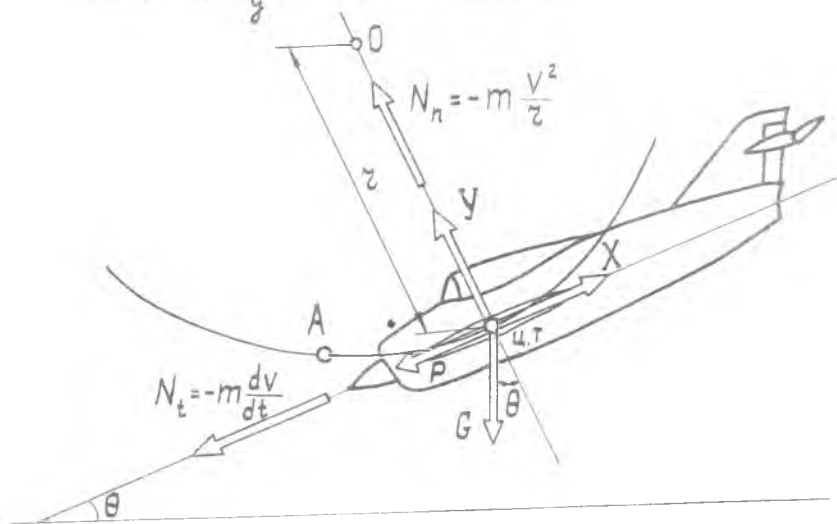


Рис. 1.4. Силы действующие на самолет, в криволинейном полете

Принимая те же допущения, что и в случае горизонтального полета, и проектируя все силы на направление нормали к траектории движения самолета, получим

$$Y - G \cos \theta - \frac{G}{g} \frac{V^2}{z} = 0$$

или

$$Y = G \left(\cos \theta + \frac{V^2}{g z} \right). \quad (1.4)$$

Из этого выражения следует, что подъемная сила при криволинейном полете не равна весу самолета. Наибольшего значения Y достигает при $\theta = 0$, т.е. в нижней точке траектории (в точке A). При этом

$$Y = G \left(1 + \frac{V^2}{g z} \right) \quad (1.5)$$

и коэффициент перегрузки в направлении подъемной силы будет равен

$$n = \frac{Y}{G} = 1 + \frac{V^2}{gz} \quad (I.6)$$

Действие перегрузки проявляется в том, что каждый агрегат самолета, каждая его деталь становятся как бы в n раз тяжелее. На этом основан принцип действия прибора для измерения перегрузки. Перегрузочный прибор состоит из определенной массы (груза), связанной с корпусом прибора с помощью упругого тарированного элемента (пружины) и демпфирующего устройства (рис. I.5).

Перегрузки бывают положительными и отрицательными. Знак перегрузки определяется направлением подъемной силы. Если подъемная сила действует в сторону положительного направления оси Y (рис. I.2), то перегрузки будут положительными. При положительных перегрузках пилот прижимается к сидению, а при отрицательных – отрывается от сидения.

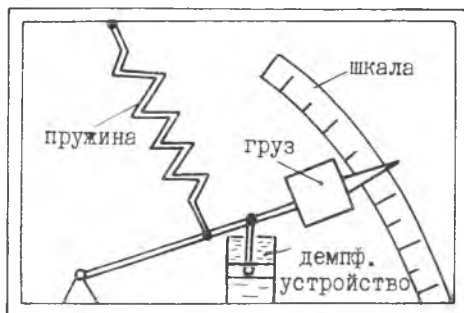


Рис. I.5. Схема прибора для замера перегрузок

Перегрузки могут возникнуть как по воле летчика (при выполнении маневра), так и от действия на самолет воздушных порывов.

В первом случае перегрузка называется маневренной, а во втором – перегрузкой от неспокойного воздуха. Наибольшие по величине перегрузки достигаются при маневрах в вертикальной плоскости.

Наибольшая теоретически возможная перегрузка может быть определена из формулы

$$n_{\max} = \frac{Y_{\max}}{G},$$

где $Y_{\max} = C_{y_{\max}} S \frac{\rho V^2}{2}$ – наибольшая подъемная сила при криволинейном полете.

При горизонтальном полете с той же скоростью и на той же высоте

$$Y_0 = C_{y_0} S \frac{\rho V^2}{2}.$$

Тогда

$$n_{\max} = \frac{C_{y_{\max}}}{C_{y_0}}. \quad (1.7)$$

Если произвести подсчеты по этой формуле, то значение n_{\max} может оказаться больше 20. Практически такие большие перегрузки не удается получить из-за конструктивных и аэродинамических особенностей самолета. Кроме того, они вообще недопустимы из-за физиологических возможностей организма летчика. Человек может выдержать кратковременные перегрузки $n = 9-10$. Если же перегрузка длительная (порядка 3-4 сек.), то при положении сидя величина допустимой перегрузки падает до 5-6.

1.4. Перегрузка в произвольной точке, расположенной на продольной оси самолета

В общем случае движения самолета перегрузка в произвольной точке будет отличаться от перегрузки в его центре тяжести, так как ускорения в различных точках по величине и направлению могут быть различны.

Перегрузка в произвольной точке самолета характеризует силы, действующие на некоторый неподвижный груз, расположенный в этой точке. Таким образом, равнодействующие поверхностных и массовых сил, приложенных к этому грузу, будут

$$\bar{R}_{i_{\text{нов}}} = -\bar{R}_{i_{\text{м}}} = \bar{n}_i G_i, \quad (1.8)$$

где \bar{n}_i – перегрузка в рассматриваемой точке самолета;
 G_i – вес груза в этой точке.

Для абсолютно жесткого самолета при его движении по пространственной кривой для некоторой точки i , лежащей на оси x , к ускорениям центра тяжести ∂x_0 , ∂y_0 и ∂z_0 добавятся ускорения вращательного движения (вращения самолета относительно центра тяжести) – нормальное и тан-

генциальное. Вращение самолета относительно центра тяжести характеризуется угловыми скоростями ω_z , ω_y и угловыми ускорениями ε_z ; ε_y .

Таким образом, проекции ускорения произвольной точки на координатные оси будут

$$\begin{aligned} j_{ix} &= j_{x_0} - (\omega_y^2 + \omega_z^2)x, \\ j_{iy} &= j_{y_0} + \varepsilon_z x, \\ j_{iz} &= j_{z_0} + \varepsilon_y x, \end{aligned} \quad (1.9)$$

где x - расстояние точки i от центра тяжести самолета;

j_{x_0} , j_{y_0} , j_{z_0} - составляющие ускорения в центре тяжести самолета;

ε_y , ε_z - угловые ускорения;

ω_y , ω_z - угловые скорости.

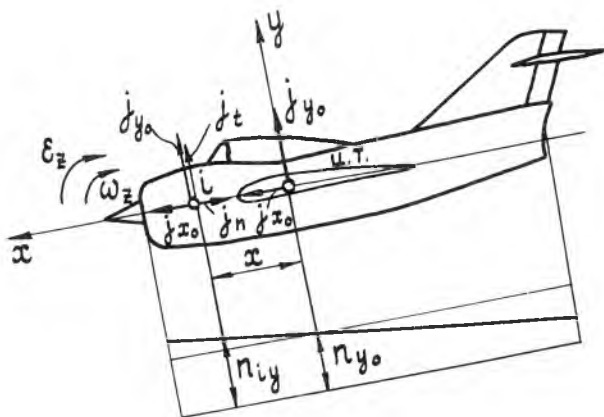


Рис. 1.6. Ускорения и перегрузки в произвольной точке самолета

По ускорениям находим перегрузки i -й точки, расположенной на продольной оси самолета

$$n_{ix} = n_{x_0} - (\omega_y^2 + \omega_z^2) \frac{x}{g},$$

$$n_{iy} = n_{y_0} + \frac{\varepsilon_z}{g} x,$$

$$n_{iz} = n_{z_0} + \frac{\varepsilon_y}{g} x,$$

где n_{x_0} ; n_{y_0} ; n_{z_0} - компоненты перегрузки в центре тяжести самолета.

Из последних формул видно, что перегрузки по длине абсолютно жесткого самолета меняются линейно. На рис. 1.6 показано изменение перегрузки n_{iy} по длине самолета.

Мы рассмотрели перегрузки при криволинейном полете в вертикальной плоскости. Но значительные перегрузки могут возникнуть и при других режимах полета.

1.5. В и р а ж

При правильном вираже без снижения с постоянной скоростью на самолет (рис. 1.7) действуют: подъемная сила Y , вес са-

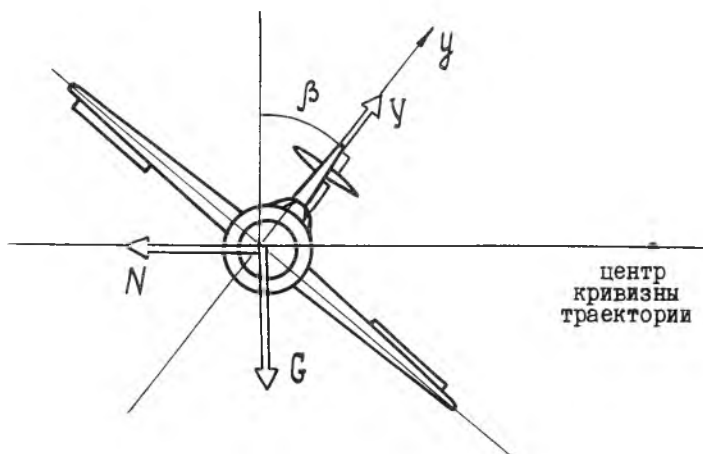


Рис. 1.7. Силы, действующие на самолет при вираже

молета G , лобовое сопротивление X ; тяга P и сила инерции N . Будем считать, что тяга уравновешивается лобовым сопротивлением. Проектируя все силы на вертикаль, получим

$$Y \cos \beta - G = 0.$$

Отсюда

$$n = \frac{Y}{G} = \frac{1}{\cos \beta}. \quad (1.11)$$

Следовательно, чем больше угол крена β , тем больше перегрузка. Для большинства маневренных самолетов предельное значение угла крена равно $70-75^\circ$, при этом $n = 3 + 4$.

Перегрузки возникают при всех маневрах самолета. Их можно определить теоретическим путем либо экспериментально. Ниже приводятся ориентировочные значения наибольших перегрузок при некоторых фигурах высшего пилотажа:

на петле с работающим двигателем	- 3;
на петле с неработающим двигателем	- 6;
при выполнении одинарной бочки	- 6;
при выходе из пикирования	- 9+10.

1.6. Перегрузки при полете в неспокойном воздухе

В земной атмосфере всегда происходит движение воздуха. Резкие порывы ветра, воздействуя на самолет, могут вызвать значительные перегрузки. На горизонтально летящий самолет могут действовать вертикальные потоки воздуха (восходящие и нисходящие) и горизонтальные (встречные, попутные, боковые). Горизонтальные порывы достигают скорости $30 + 50 \frac{M}{сек}$, а в зоне тайфуна - до 80 м/сек. Вертикальные порывы обычно имеют скорость $10 + 18$ м/сек, вблизи грозových облаков - до 30 м/сек, а в зоне тайфуна - $50 + 60$ м/сек.

Определим перегрузки при действии на самолет горизонтального и вертикального порывов ветра при следующих допущениях, предложенных В.С.Пышновым:

- самолет - абсолютно жесткое тело;
- порыв воздуха - резко ограниченный, т.е. самолет мгновенно переходит из зоны спокойной атмосферы в зону, где имеется воздушный поток конечной скорости.

1.6.1. Горизонтальный порыв

При горизонтальном полете самолета подъемная сила равна

$$Y_0 = C_{y_0} S \frac{\rho V_0^2}{2}$$

При мгновенном встречном порыве воздуха со скоростью ΔV (рис. 1.8) подъемная сила изменяется на величину ΔY за счет изменения скорости, и суммарная подъемная сила

$$Y = Y_0 + \Delta Y = C_{y_0} S \frac{\rho}{2} (V_0 + \Delta V)^2$$

не равна весу самолета.

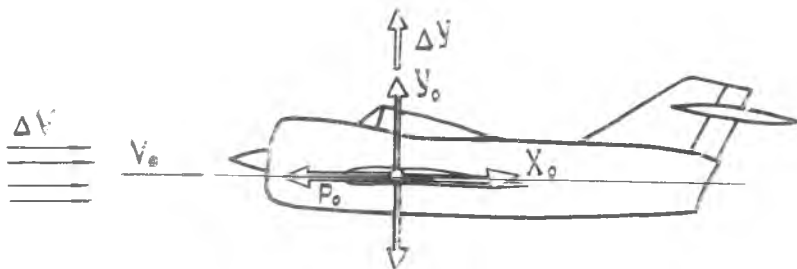


Рис. 1.8. Изменение подъемной силы при горизонтальном порыве

Следовательно, перегрузка будет:

$$n = \frac{Y}{G} = \frac{Y}{Y_0} = \left(1 + \frac{\Delta V}{V_0}\right)^2$$

Обычно ΔV — малая величина по сравнению с V_0 ($\Delta V \approx 0,1 V_0$) и перегрузка n получается незначительной — порядка 1,2.

1.6.2. Вертикальный порыв

Пусть на горизонтально летящий самолет, имеющий угол атаки α_0 , скорость V_0 и подъемную силу $Y_0 = G$, действует вертикальный порыв со скоростью U . Для удобства рассуждений обратим движение, полагая, что на неподвижный самолет набегает горизонтальный поток со скоростью V_0 и вертикальный поток со скоростью U . Скорости V_0 и U можно геометрически просуммировать, как это показано на рис. 1.9

В результате угол атаки и суммарная скорость будут равны

$$\alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha,$$

$$V = \frac{V_0}{\cos \Delta\alpha}.$$

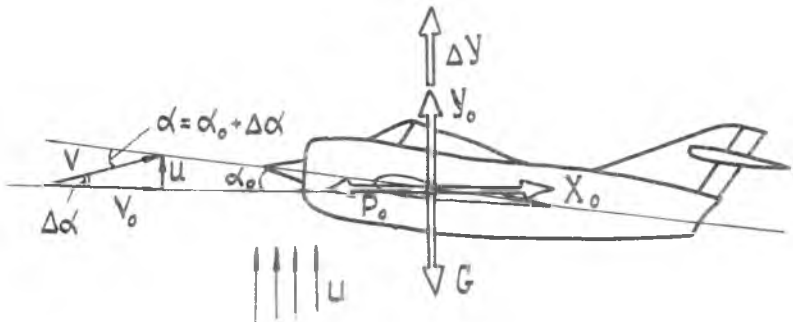


Рис. 1.9. Действие вертикального порыва на самолет

Подъемная сила изменится (в основном, за счет увеличения угла атаки), и ее величина будет

$$Y = Y_0 + \Delta Y = c_y S \frac{\rho V^2}{2},$$

где
$$c_y = \frac{dc_y}{d\alpha} \alpha = c_y^\alpha (\alpha_0 + \Delta\alpha).$$

Так как угол $\Delta\alpha$ мал, то $\Delta\alpha = \frac{u}{V_0}$, $V = V_0$, и мы получаем

$$Y = c_y^\alpha \left(\alpha_0 + \frac{u}{V_0} \right) \frac{\rho V_0^2}{2} S$$

или

$$Y = c_y^\alpha \alpha_0 S \frac{\rho V_0^2}{2} + c_y^\alpha \frac{u}{V_0} \frac{\rho V_0^2}{2} S.$$

Разделив обе части последнего равенства на G , имеем

$$n = 1 \pm \frac{1}{2} c_y^\alpha \frac{u \rho V_0}{G/S}. \quad (1.12)$$

Знак плюс соответствует восходящему порыву, знак минус — нисходящему. Введя число M , получим

$$n = 1 \pm \frac{1}{2} c_y^\alpha \frac{\rho u a}{G/S} M, \quad (1.13)$$

где a - скорость звука.

Отсюда видно, что с ростом скорости полета перегрузка возрастает, однако, начиная с $M > 1$, перегрузка падает, т.к. уменьшается произведение $M c_y^\alpha$ (рис. I.10).

Перегрузка также падает с увеличением высоты полета (уменьшается ρ) и удельной нагрузки на крыло $\rho \frac{g}{S}$. Этим объясняется, что при полете в неспокойном воздухе такой, например, самолет, как Як-50 ($\frac{g}{S} = 60 \text{ кг/м}^2$), "болтает" сильнее, чем самолет Ту-154 ($\frac{g}{S} = 450 \text{ кг/м}^2$).

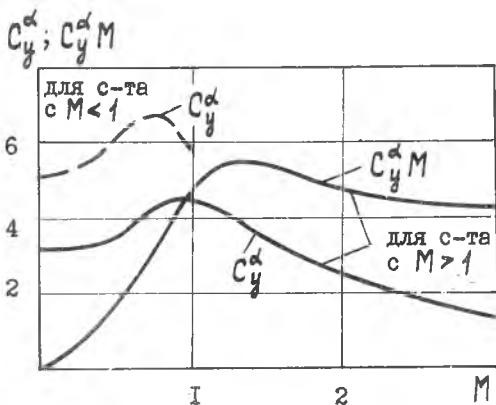


Рис. I.10. Зависимость c_y^α и $c_y^\alpha M$ от числа M

I.6.3. Порыв с линейной переходной зоной

В природе никогда не бывает резко ограниченных порывов. Обычно скорость порыва нарастает непрерывно, достигая максимума, а затем уменьшается (рис. I.11а).

Такой профиль порыва можно заменить профилем с линейным участком нарастания скорости (рис. IIб). Участок от 0 до h называют переходной зоной или градиентным участком. На этом участке самолет приобретает вертикальную скорость V_y , что эквивалентно снижению величины u_0 и уменьшению перегрузки. Это можно учесть, если в формулу (I.13) ввести некоторую поправку. Тогда зависимость для перегрузки будет иметь вид

$$n = 1 \pm \frac{1}{2} K C_y^{\alpha} \frac{\rho u V_0}{G/S},$$

где K — коэффициент демпфирования перегрузки, зависящий

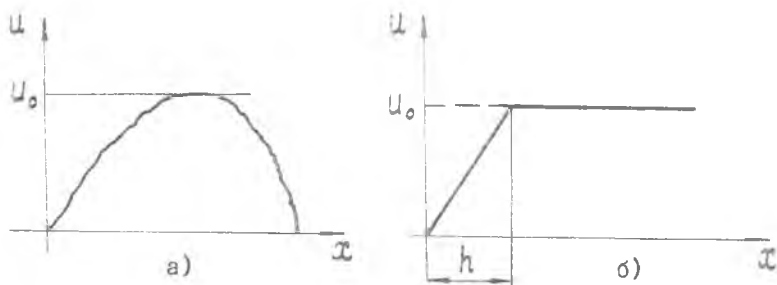


Рис. 1.11. Графики изменения скорости порыва

не только от формы профиля порыва, но и от инерционных и аэродинамических характеристик самолета.

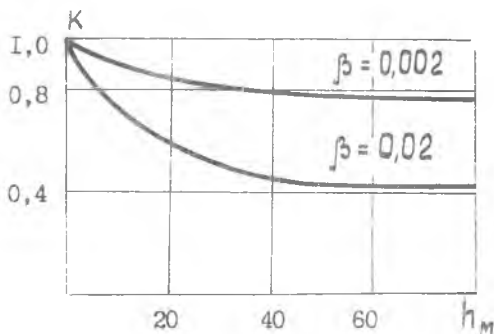


Рис. 1.12. График коэффициента демпфирования порыва с градиентным участком

Если пренебречь вращением самолета вокруг оси Z , то максимальное значение коэффициента K достигается при $x = h$ и будет равно

$$K = \frac{1 - e^{-\beta h}}{\beta h}, \quad (1.14)$$

где

$$\beta = \frac{C_y^{\alpha} g \rho}{2 G/S}, \quad (1.15)$$

а g — ускорение силы тяжести.

Как видно из формул (I.14) и (I.15), коэффициент K зависит от скорости полета. С увеличением длины градиентного участка коэффициент демпфирования перегрузки уменьшается (рис. I.12), но степень уменьшения различна для различных самолетов.

Для других форм профилей дискретного порыва количественные выражения для перегрузки будут иными, но качественная зависимость от удельной нагрузки G/s , высоты полета H и числа M сохраняется при любом профиле порыва.

I.7. Нормы прочности

Точное значение нагрузок можно определить лишь для построенного самолета. При проектировании нового самолета нагрузки можно назначить приблизительно, на основании предшествующих испытаний готовых конструкций, теоретических исследований и продувок. В полете и при движении самолета по земле на него действуют нагрузки, которые весьма разнообразны по характеру распределения и изменяются во времени. Если задачу определения нагрузок представить отдельным конструкторам, то значительная сложность и приближенность ее решения приведут к вполне понятному разнообразию расчетных условий и к многочисленным ошибкам в их назначении. Поэтому расчетные условия для самолета нормируются в законодательном порядке в так называемых н о р м а х п р о ч н о с т и. Нормы прочности составляются на основании систематического, организованного в государственном масштабе учета опыта проектирования, постройки и эксплуатации самолетов и на основании непрерывно ведущейся теоретической и экспериментальной исследовательской работы. Бурный рост самолетостроения, увеличение скорости полета и непрерывное повышение тактико-технических требований к самолетам заставляют уточнять и изменять нормы прочности.

В Советском Союзе первые исследования внешних нагрузок, действующих на самолет, были проведены в 1918 году. Создание первых отечественных норм прочности относится к 1925-1927 г.г.

Нормы прочности устанавливают:

- классификацию самолетов;
- расчетные случаи для каждого агрегата самолета;
- эксплуатационную перегрузку в зависимости от класса

самолета;

- коэффициенты безопасности;
- закон распределения аэродинамических нагрузок по поверхности самолета;
- требования к амортизационной системе;
- рекомендации по обеспечению жесткости конструкции;
- рекомендации по уравниванию самолета.

По своему назначению все самолеты разбиваются на три класса:

класс А - маневренные самолеты; к этому классу относятся самолеты, глубоко пикирующие и совершающие резкие маневры;

класс Б - ограниченно маневренные самолеты; сюда относятся самолеты, как правило, не пикирующие глубоко и совершающие маневры, в основном, из горизонтального полета;

класс В - неманевренные самолеты; к этому классу относятся самолеты, предназначенные для перевозки пассажиров и грузов и не совершающие сколь-нибудь резкого маневра.

Для каждого класса самолетов в нормах прочности задается зависимость максимальной эксплуатационной коэффициента перегрузки от веса самолета и скоростного напора. Примерный вид зависимости $n_{\max}^3 = f(q_{\max}, G)$ представлен на рис. I.13. Абсолютное значение отрицательной перегрузки n_{\min}^3 принимается меньшим, чем максимальная положительная: $|n_{\min}^3| < n_{\max}^3$

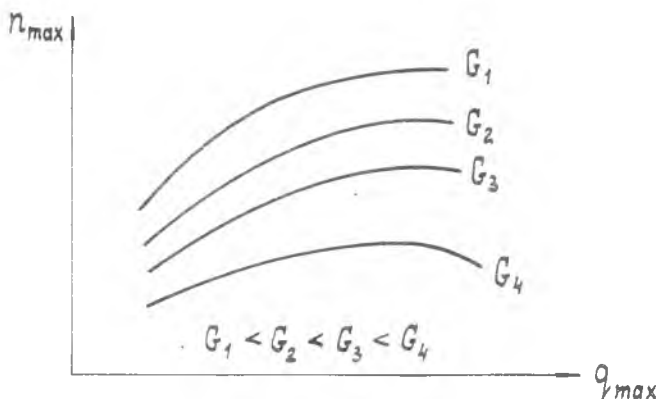


Рис. I.13. Зависимость максимальной перегрузки от веса самолета и скоростного напора

Перегрузка n_{\min}^z определяется, как большая по абсолютному значению из двух величин, получаемых из условий допустимого маневра $n_{\min}^z = -0,5 n_{\max}^z$ и воздействия нисходящего порыва

$$n_{\min}^z = 1 - \frac{1}{2} C_y \frac{\rho \cdot V_0}{G/g}$$

Ниже приводятся примерные значения максимального коэффициента эксплуатационной перегрузки для различных классов самолетов:

$$\text{класс А} - n_{\max}^z = 8+9;$$

$$\text{класс Б} - n_{\max}^z = 4+6;$$

$$\text{класс В} - n_{\max}^z = 2+3.$$

В зависимости от класса самолета регламентируется величина максимально допустимого скоростного напора $q_{\max \max}$, соответствующего допустимому из соображений устойчивости и управляемости пределу скорости $V_{\max \max}$.

Определение $q_{\max \max}$ для самолетов класса А производится из расчета непрерывного прямолинейного отвесного пикирования с потерей высоты Δh , задаваемой тактико-техническими требованиями. Значение скоростного напора, полученного в конце прямолинейного пикирования, увеличивается на 15 % за счет потери высоты при выходе из пикирования.

При отсутствии в тактико-технических требованиях специальных указаний принимаются следующие условия:

$$\text{начальная высота прямолинейного пикирования } \Delta h = 2000\text{м};$$

$$\text{начальная скорость пикирования} - 0,8 V_{\max},$$

где V_{\max} — максимальная из всех значений по высоте скорость горизонтального полета; тяга соответствует работе двигателей на полном газе. При расчете учитывается влияние сжимаемости воздуха на величину коэффициента лобового сопротивления.

Эксплуатационные нагрузки, т.е. нагрузки, которые могут действовать на самолет при различных режимах полета и посадки, не должны вызывать в конструкции заметных остаточных деформаций. С другой стороны, конструкция самолета должна иметь минимальный вес. Поэтому идеальным можно считать случай, когда при максимальных эксплуатационных нагрузках напряжения в конструкции самолета достигают предела упругости.

Необходимость обеспечить максимальную безопасность полета заставляет брать за критерий прочности самолета или отдельных его агрегатов статические испытания до разрушения. При этих испытаниях выявляются нагрузки, вызывающие повреждения, недопустимые при нормальной эксплуатации. Будем называть эти нагрузки разрушающими. Эксплуатационная нагрузка должна быть всегда меньше разрушающей.

Число, показывающее, во сколько раз разрушающая нагрузка больше эксплуатационной, называется коэффициентом безопасности:

$$f = \frac{Y_{\text{разр}}}{Y_{\text{экспл}}} = \frac{n_{\text{разр}}}{n^3}$$

Установив критерием прочности при статических испытаниях разрушение конструкции, необходимо принять этот критерий и для расчета на прочность. Отсюда вытекает весьма важная особенность методики расчета самолета на прочность – расчет ведется по разрушающим нагрузкам:

$$Y_{\text{расч}} = Y_{\text{разр}}; \quad n_{\text{расч}} = n_{\text{разр}}$$

Следовательно, расчетный коэффициент перегрузки будет равен:

$$n_{\text{расч}} = n^3 f$$

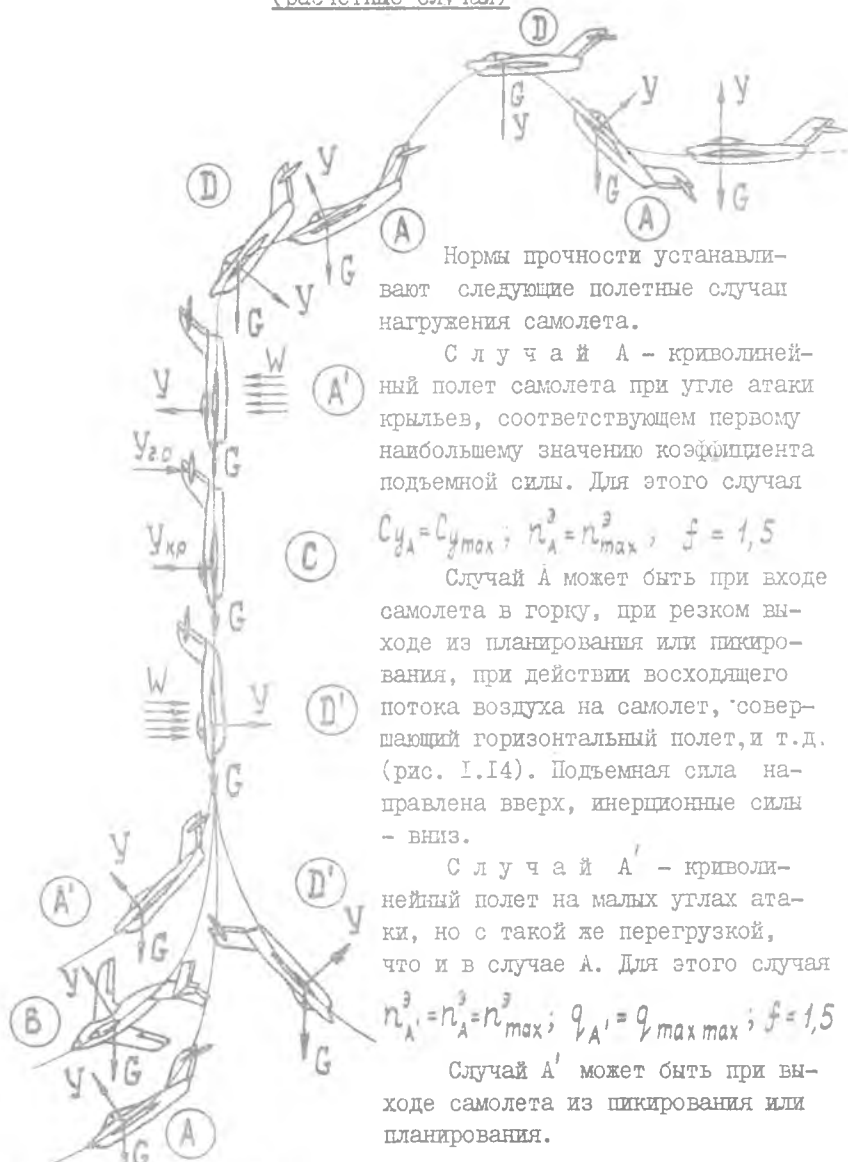
В дальнейшем расчетный коэффициент перегрузки будем обозначать буквой "n" без индексов:

$$n = n^3 f$$

Величина коэффициента безопасности при расчете на прочность самолета выбирается в пределах от 1,5 до 2,0 в зависимости от характера действующих нагрузок. Для кратковременных перегрузок принимается минимальное значение коэффициента безопасности. Для длительных, часто повторяющихся перегрузок – наибольшее значение.

Величина $f = 1,5$ для большинства материалов, применяемых в самолетостроении, примерно соответствует отношению предела прочности к пределу пропорциональности. Это значит, что при эксплуатационных нагрузках напряжения в конструкции будут ниже предела пропорциональности материала.

1.8. Основные случаи нагружения самолета (расчетные случаи)



Нормы прочности устанавливают следующие полетные случаи нагружения самолета.

Случай А — криволинейный полет самолета при угле атаки крыльев, соответствующем первому наибольшему значению коэффициента подъемной силы. Для этого случая

$$C_{yA} = C_{y_{\max}}; n_A^3 = n_{\max}^3; f = 1,5$$

Случай А может быть при входе самолета в горку, при резком выходе из планирования или пикирования, при действии восходящего потока воздуха на самолет, совершающий горизонтальный полет, и т.д. (рис. 1.14). Подъемная сила направлена вверх, инерционные силы — вниз.

Случай А' — криволинейный полет на малых углах атаки, но с такой же перегрузкой, что и в случае А. Для этого случая

$$n_{A'}^3 = n_A^3 = n_{\max}^3; q_{A'} = q_{\max \max}; f = 1,5$$

Случай А' может быть при выходе самолета из пикирования или планирования.

Рис. 1.14. Траектории движения самолета, соответствующие расчетным случаям нагружения

Случай A' отличается от случая A распределением воздушной нагрузки по размаху и по хорде. По сравнению со случаем A здесь центр давления сечения крыла смещается по хорде назад (рис. I.15). При малых углах атаки подъемная сила создается, в основном, за счет разрежения на верхней поверхности крыла, при больших углах атаки — за счет повышенного давления под крылом. В связи с этим на распределение аэродинамических нагрузок по размаху в случае A оказывают влияние фюзеляжа и gondoly двигателей (рис. I.16). Чем меньше угол атаки, тем больше сказывается это влияние.

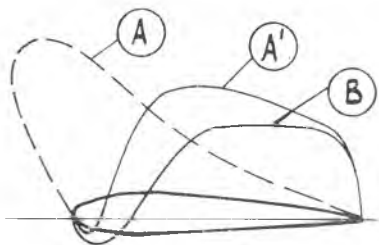


Рис. I.15. Распределение воздушной нагрузки по хорде крыла

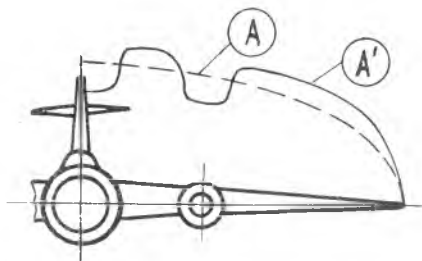


Рис. I.16. Распределение воздушной нагрузки по размаху крыла

С л у ч а й В — криволинейный полет на малых углах атаки с отклонением элеронов. Для этого случая

$$q_B = q_{\max \max}; \quad n_B^3 = 0,5 n_{\max}^3; \quad f = 2.$$

Угол отклонения элеронов задается нормами прочности. Случай В характеризуется еще большим смещением аэродинамической нагрузки назад. Кроме того, на участке, занятом элеронами, происходит смещение центра давления за счет отклонения элеронов.) Влияние фюзеляжа и мотогондол на распределение нагрузки по размаху будет более существенным, чем для случая A' , а при $C_y < 0,2$ нагрузки на участках крыла, занятых фюзеляжем и гондолами двигателей, могут действовать в обратную сторону (рис. I.17). В случае В в связи со значительным смещением центра давления, наряду с большими изгибающими моментами дей-

ствует большой крутящий момент. Случай В является промежуточным между случаями А' и С.

С л у ч а й С — отвесное пикирование с отклоненными элеронами. Для этого случая

$$C_{y_{сам}} = 0; \quad q_c = q_{maxmax}; \quad f = 2.$$

При пикировании на самолет действуют следующие силы (рис. I.18):

- G — вес самолета;
- X — сила лобового сопротивления;
- M — аэродинамический момент крыла.

Момент M уравнивается силой на горизонтальном оперении $Y_{г.о.}$. Силу $Y_{г.о.}$ можно определить из равенства моментов аэродинамических сил относительно центра тяжести самолета

$$M = Y_{г.о.} L_{г.о.},$$

где $L_{г.о.}$ — расстояние от центра тяжести до центра давления горизонтального оперения.

Для того, чтобы самолет пикировал отвесно, силы $Y_{г.о.}$ необходимо уравновесить. Такой

Рис. I.17. Характер распределения воздушной нагрузки по размаху крыла при $C_{y} < 0,2$.

уравнивающей силой может быть только подъемная сила крыла $Y_{кр} = Y_{г.о.}$. Так как площадь крыла намного больше площади горизонтального оперения, то при режиме пикирования $C_{y_{кр}}$ — величина малая (порядка 0,004 — 0,016), в связи с чем в расчетах принимают $C_{y_{кр}} = 0$.

Случай С характеризуется большим аэродинамическим моментом, действующим на крыло, и является расчетным для кручения крыла. Распределение нагрузок по хорде для этого случая показано на рис. I.19.

С л у ч а й Д — криволинейный полет самолета при угле атаки, соответствующем первому, наибольшему по абсолютной величине отрицательному значению коэффициента подъемной силы

($C_{y \min}$). Для этого случая:
 $C_{yD} = C_{y \min}$, $n_D^2 = n_{\min}^2$.
 $f = 1,5$.

Случай D может быть при входе самолета в пикирование, в верхней части горки и т.д. В случае D аэродинамические нагрузки направлены вниз, а инерционные вверх (рис. 1.14). В связи с этим нормальные напряжения в конструкции крыла будут иметь здесь знак, противоположный случаю A.

С л у ч а й D' - криволинейный полет на малых отрицательных углах атаки. Для этого случая $q_{D'} = q_{\max}$; $n_{D'}^2 = n_{\min}^2$; $f = 1,5$.

По сравнению со случаем D случай D' характерен более задним положением центра давления. При рассмотрении распределения нагрузок по размаху здесь необходимо учесть влияние фюзеляжа и гондол двигателей (см. случаи A' и B).

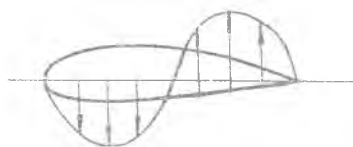


Рис. 1.19. Распределение воздушной нагрузки по хорде крыла при пикировании

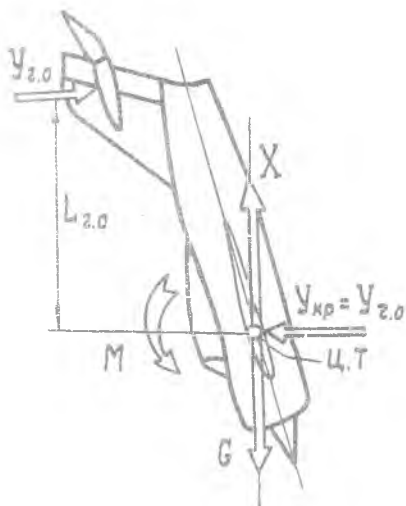


Рис. 1.18. Силы, действующие на самолет при пикировании

Случай L_A - резкое отклонение элеронов на угол 15° . Условно рассматривается без учета сжимаемости и только для самолетов класса A. Для этого случая

$$n_{L_A}^2 = 0,6 n_{\max}^2; q_{L_A} = q_{\max}; f = 2.$$

Угловое ускорение принимается равным $\frac{d\omega_x}{dt} = 6 \text{ сек}^{-2}$.

На рис. 1.20 нанесены поляры, на которых отмечены точки, соответствующие отдельным расчетным случаям, а на рис. 1.14 показана связь между расчетными случаями и траекторией движения самолета. Для уяснения взаимосвязи между расчетными случаями построен график в координатах n^2 , C_y (рис. 1.21). Из графика видно, что три основные величины n^2 , q и C_y не могут одновременно иметь пре-

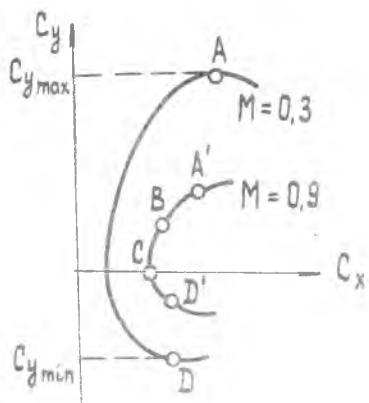


Рис. 1.20. Поляры самолета для различных чисел M

дельные значения и не могут назначаться независимо друг от друга.

Кроме указанных полетных случаев нормами прочности устанавливаются посадочные случаи нагружения (E_w , G_w и т.д.), которые из методических соображений в данном пособии не рассматриваются.

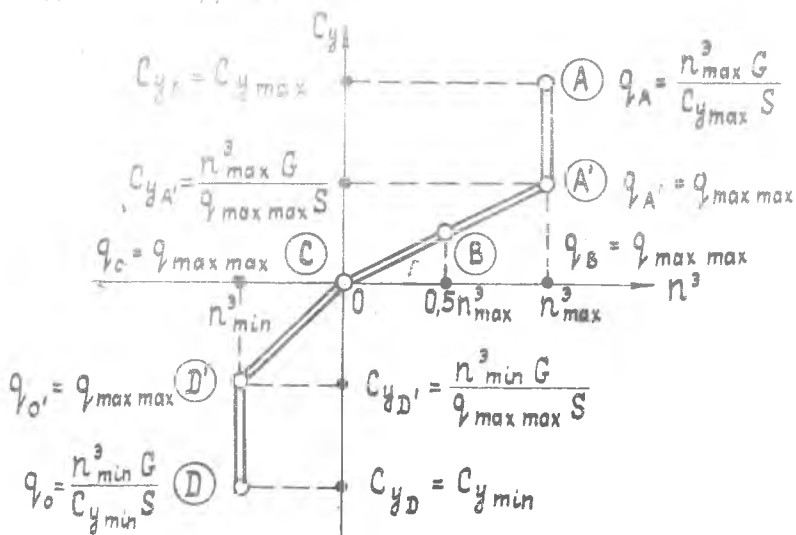


Рис. 1.21. Диаграмма основных расчетных случаев

Г л а в а П

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАГРУЗОК, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА КРЫЛО

Нагрузки крыла являются исходными данными для анализа прочности и жесткости его конструкции. На крыло действуют (рис.2.1):

- распределенные аэродинамические нагрузки $q_{возд.}$,
- распределенные массовые силы конструкции крыла $q_{кр.}$,
- сосредоточенные массовые силы от агрегатов $P_{агр.}$, находящихся в крыле (двигатели, шасси, топливные баки и т.д.).

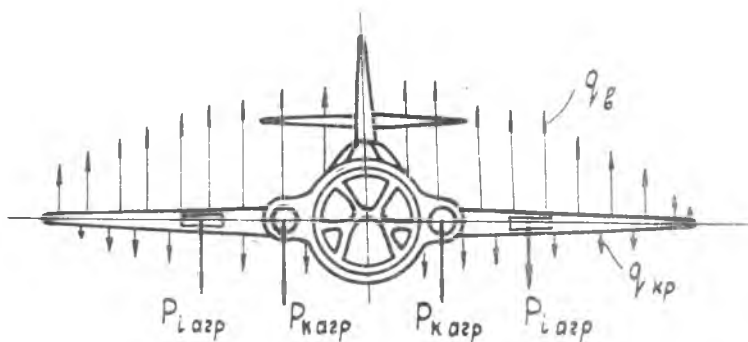


Рис. 2.1. Аэродинамические и массовые силы, действующие на крыло

2.1. Распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла при криволинейном полете

Распределение аэродинамической нагрузки вдоль размаха крыла зависит от закона изменения C_y и C_x . Точно этот закон можно получить по данным продувок моделей. При отсутствии данных продувок распределение нагрузок по размаху может быть

найденно приближенно.

Погонная аэродинамическая нагрузка в направлении подъемной силы q_y в сечении крыла равна:

$$q_y = C_{y \text{ сеч}} v_{\text{сеч}}^2 \rho \frac{V^2}{2}$$

Умножив эту нагрузку на коэффициент безопасности, получим расчетную погонную нагрузку

$$q_y^p = f C_{y \text{ сеч}} v_{\text{сеч}}^2 \rho \frac{V^2}{2}$$

Из равенства

$$Y = n^3 G = C_{y \text{ кр}} S \rho \frac{V^2}{2}$$

найдем

$$\rho \frac{V^2}{2} = \frac{n^3 G}{C_{y \text{ кр}} S}$$

Так как $S = l v_{\text{ср}}$, то

$$q_y^p = \frac{n G}{l} \frac{C_{y \text{ сеч}} v_{\text{сеч}}}{C_{y \text{ кр}} v_{\text{ср}}}$$

Введем обозначение

$$\frac{C_{y \text{ сеч}} v_{\text{сеч}}}{C_{y \text{ кр}} v_{\text{ср}}} = \Gamma_{\text{пл}},$$

тогда

$$q_y^p = \frac{n G}{l} \Gamma_{\text{пл}}. \quad (2.1)$$

Величина $\Gamma_{\text{пл}}$ называется относительной циркуляцией плоского крыла и зависит от формы крыла в плане. Таким образом, для определения q_y^p необходимо знать циркуляцию $\Gamma_{\text{пл}}$, которая является функцией \bar{z} :

$$\Gamma_{\text{пл}} = \varphi\left(\frac{\bar{z}}{e/2}\right) = \varphi(\bar{\bar{z}}).$$

В настоящее время чаще всего применяются трапецевидные крылья. В справочниках для крыльев различных удлинений λ , сужений η и относительных размеров центроплана $2e_4/e$ приводятся значения $\Gamma_{\text{пл}}$ (рис. 2.2). По величине относи-

тельной циркуляции $\Gamma_{пл}$ можно определить $C_{y\text{ сеч}}$:

$$C_{y\text{ сеч}} = \frac{C_{y\text{ кр}} v_{ср}}{v_{сеч}} \Gamma_{пл}, \quad (2.2)$$

где $C_{y\text{ кр}}$ - коэффициент подъемной силы крыла для рассматриваемого расчетного случая.

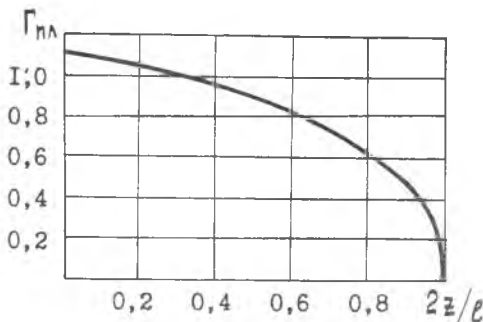


Рис. 2.2. График относительной циркуляции плоского крыла

Зная $C_{y\text{ сеч}}$, можно по поляре определить соответствующий угол атаки $\alpha_{сеч}$.

Изложенный порядок определения q_y^p справедлив для тех расчетных случаев, для которых углы атаки соответствуют прямолинейному участку кривой $C_y = \psi(\alpha)$. Этому не удовлетворяют расчетные случаи А и D, но практически и для этих случаев приходится пользоваться тем же методом, допуская некоторую погрешность.

2.2. Учет влияния фюзеляжа и гондол двигателей на распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла

Для всех расчетных случаев, за исключением случаев А, С и D, необходимо учесть влияние фюзеляжа и гондол двигателей на распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла. На участке крыла, где расположены фюзеляж и гондолы двигателей, при малых углах атаки происходит падение подъемной силы. Так как суммарное значение подъемной силы крыла при этом

не должно измениться, то на остальных участках подъемная сила должна увеличиться. На больших углах атаки перераспределение нагрузки невелико и его можно не учитывать.

Для учета влияния фюзеляжа и гондол двигателей сначала строится эпюра распределения относительной циркуляции плоского крыла $\Gamma_{пл}$ (штрих-пунктирная линия на рис. 2.3).

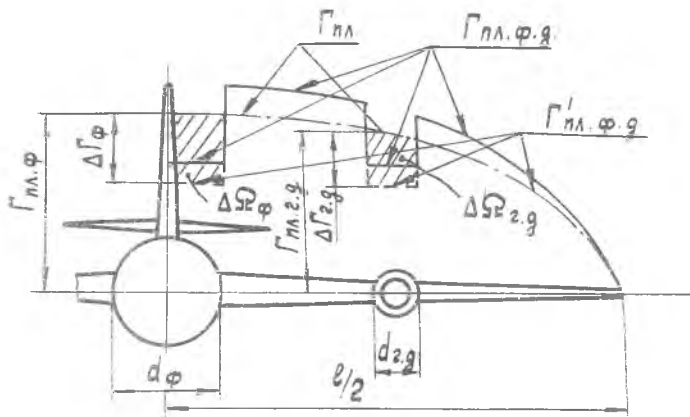


Рис. 2.3. Влияние фюзеляжа и гондол двигателей на распределение относительной циркуляции по размаху крыла

Известно, что площадь, ограниченная кривой $\Gamma_{пл}$ и осями координат, равна единице, т.е.

$$\int_0^1 \Gamma_{пл} d\bar{z} = 1.$$

На участках, занятых фюзеляжем и гондолами двигателей, ординаты циркуляции уменьшаются на величину

$$\Delta \Gamma_{\phi} = \alpha \Gamma_{пл. \phi}; \quad \Delta \Gamma_{2.g} = \alpha \Gamma_{пл. 2.g}$$

Здесь: $\Gamma_{пл. \phi}$ - значение циркуляции по оси фюзеляжа для плоского крыла;

$\Gamma_{пл. 2.g}$ - значение циркуляции для плоского крыла по оси двигателя;

α - коэффициент, задаваемый нормами прочности в зависимости от типа самолета и от коэффициента подъемной силы крыла $C_{укр}$.

Площадь фигуры, ограниченной кривой циркуляции, уменьшится при этом на величину

$$\Delta \Omega = \frac{d\varphi}{2} \Delta \Gamma_{\varphi} + \sum \bar{d}_{z.g.} \Delta \Gamma_{z.g.},$$

где $\bar{d}_{\varphi} = \frac{d\varphi}{e/2}$ и $\bar{d}_{z.g.} = \frac{d_{z.g.}}{e/2}$ - относительная ширина фюзеляжа и гондол двигателей.

Подставляя в последнюю формулу значения $\Delta \Gamma_{\varphi}$, $\Delta \Gamma_{z.g.}$, \bar{d}_{φ} и $\bar{d}_{z.g.}$, получим:

$$\Delta \Omega = \frac{2\alpha}{e} \left(\frac{d\varphi}{2} \Gamma_{пл. \varphi} + \sum d_{z.g.} \Gamma_{z.g.} \right).$$

Для того, чтобы площадь под кривой циркуляции осталась равной единице, необходимо увеличить ординаты кривой $\Gamma'_{пл. \varphi. g}$ в $\frac{1}{1 - \Delta \Omega}$ раз, т.е.

$$\Gamma'_{пл. \varphi. g} = \Gamma'_{пл. \varphi. g} \frac{1}{1 - \Delta \Omega}, \quad (2.3)$$

где $\Gamma'_{пл. \varphi. g}$ - текущее значение циркуляции, полученное в результате уменьшения $\Gamma_{пл}$ на величину $\Delta \Gamma_{\varphi. g}$ на участках крыла, занятых фюзеляжем и гондолами двигателей.

Тогда погонная аэродинамическая нагрузка будет равна:

$$q_{y \varphi. g}^p = \frac{nG}{e} \Gamma'_{пл. \varphi. g}. \quad (2.4)$$

2.3. Учет влияния закрученности крыла на распределение аэродинамической нагрузки

Нагрузка в каждом сечении закрученного крыла на заданном угле атаки складывается из нагрузок плоского крыла (с учетом влияния фюзеляжа и гондол двигателей) и дополнительной нагрузки от закрученности, т.е.

$$q_y^p = q_{y \varphi. g}^p + q_{y.з}^p, \quad (2.5)$$

где

$$q_{y.з}^p = \frac{nG}{e} \frac{\varphi_n^{\circ}}{C_{y_{кр}}} \Gamma_3, \quad (2.6)$$

φ_k° – угол закрутки конца крыла в градусах.

Приращение относительной циркуляции за счет закрученности крыла определяется по формуле

$$\Gamma_3 = \frac{\Delta C_{y_{сеч}} v_{сеч}}{v_{ср}} \quad (2.7)$$

и дается в справочной литературе в предположении прямолинейности передней и задней кромок для крыльев различных удлинений, закрученных на $\pm 1^\circ$. Примерный вид Γ_3 показан на рис. 2.4.

Коэффициент подъемной силы в сечении с учетом закрутки можно определить по формуле:

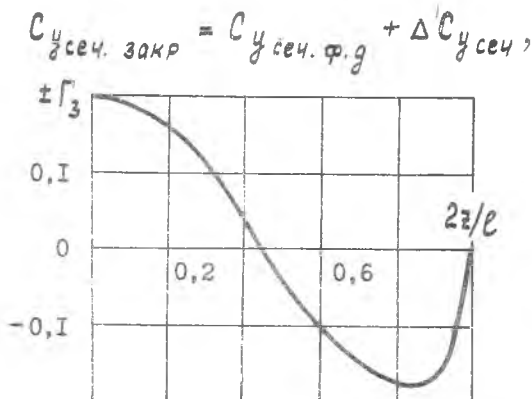


Рис. 2.4. График относительной циркуляции за счет закрутки крыла

где $C_{y_{сеч. ф.д}} = \frac{C_{y_{кр}} v_{ср} \Gamma_{пл. ф.д}}{v_{сеч}}$ – коэффициент подъемной силы сечения плоского крыла с учетом фюзеляжа и мотогондол;

$\Delta C_{y_{сеч}} = \frac{v_{ср}}{v_{сеч}} \Gamma_3 \varphi_k^\circ$ – приращение коэффициента подъемной силы сечения крыла за счет закрутки.

Реальные крылья имеют зализы, законцовки и т.д. В этом случае можно пользоваться справочными данными для $\Gamma_{пл}$ и Γ_3 , заменяя реальное крыло равновеликой трапецией.

Для расчета крыла необходимо иметь составляющие воздушной нагрузки в направлении хорды и нормали к ней (в связанных координатах).

Погонная воздушная нагрузка в направлении оси x определяется (рис. 2.5) по формуле

$$q_x^p = q_y^p \operatorname{tg} \theta_{\text{сеч}}, \quad (2.8)$$

где $\operatorname{tg} \theta_{\text{сеч}} = \frac{C_{x \text{ сеч}}}{C_{y \text{ сеч}}}$ ($\theta_{\text{сеч}}$ - угол между направлением подъемной силы и равнодействующей погонной воздушной нагрузки).

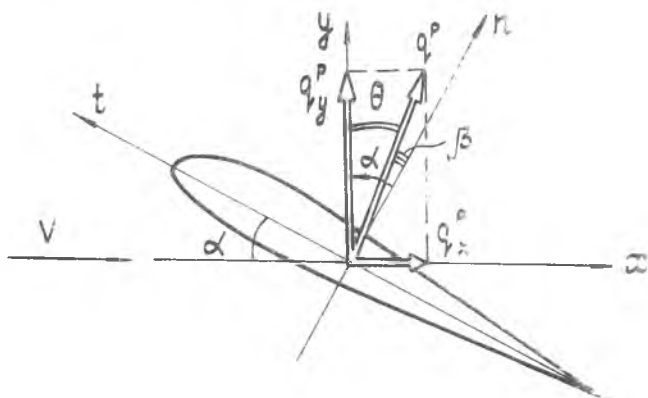


Рис. 2.5. Аэродинамические силы, действующие в сечении крыла

Величина $C_{x \text{ сеч}}$ определяется из поляры по известной величине $C_{y \text{ сеч}}$. Для расчетных случаев А и В погонная воздушная нагрузка во всех сечениях считается параллельной равнодействующей воздушной нагрузке. Тогда

$$\operatorname{tg} \theta_{\text{сеч}} = \operatorname{tg} \theta = \frac{C_{x \text{ кр}}}{C_{y \text{ кр}}} \quad (2.9)$$

Угол между равнодействующей погонной воздушной нагрузкой и нормалью n к хорде будет равен.

$$\beta_{\text{сеч}} = \alpha_{\text{сеч}} - \theta_{\text{сеч}}, \quad (2.10)$$

а проекции погонной воздушной нагрузки на нормаль к хорде и на хорду определяются по формулам:

$$q_n^p = q_y^p \cos \alpha + q_x^p \sin \alpha, \quad (2.11)$$

$$q_t^p = q_y^p \sin \alpha - q_x^p \cos \alpha. \quad (2.12)$$

2.4. Приближенный учет стреловидности при распределении аэродинамической нагрузки по размаху крыла

У стреловидного крыла воздушная нагрузка несколько перераспределяется по сравнению с нестреловидным крылом. При прямой стреловидности воздушная нагрузка увеличивается к концу крыла и уменьшается в корневой части (рис. 2.6), при обратной стреловидности – наоборот. Приближенно аэродинамическую нагрузку для стреловидных крыльев можно распределить следующим образом. Сначала распределить нагрузку так же, как для нестреловидного крыла, но за полуразмах принять линию, соединяющую средние точки корневой и концевой хорд (рис. 2.7). Затем следует добавить дополнительные нагрузки, обусловленные стреловидностью:

$$q_y^p = \frac{\rho G}{\ell_1} (\Gamma_{пл} + \Delta \Gamma_{стр}). \quad (2.13)$$

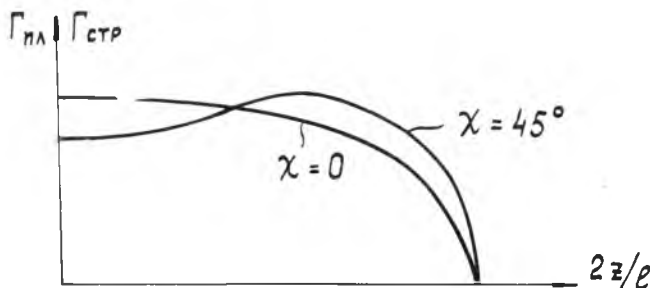


Рис. 2.6. График относительной циркуляции прямого и стреловидного крыла

Приращение относительной циркуляции $\Delta \Gamma_{стр}$ за счет стреловидности можно вычислить по приближенной формуле

$$\Delta \Gamma_{\text{стр}} = \Delta \Gamma_{45^\circ} \frac{\chi}{45^\circ}, \quad (2.14)$$

где χ - угол стреловидности в градусах, а $\Delta \Gamma_{45^\circ}$ - приращение циркуляции для угла стреловидности $\chi = 45^\circ$. Величина $\Delta \Gamma_{45^\circ}$ берется по экспериментальному графику (рис.2.8).

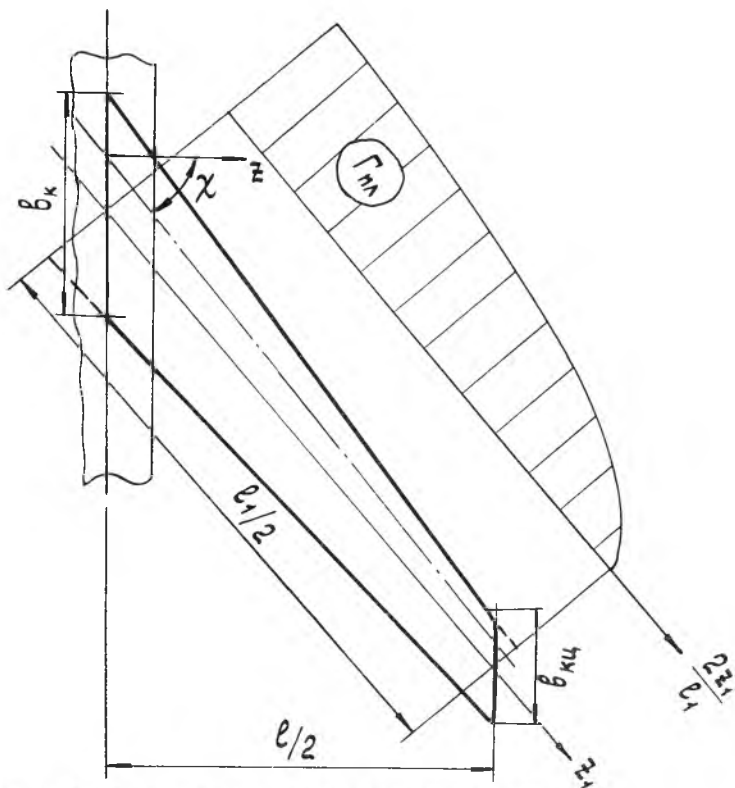


Рис. 2.7. Схема для определения относительной циркуляции $\Gamma_{\text{пл}}$ стреловидного крыла

Более точно распределение воздушной нагрузки для стреловидного крыла можно получить по результатам продувки.

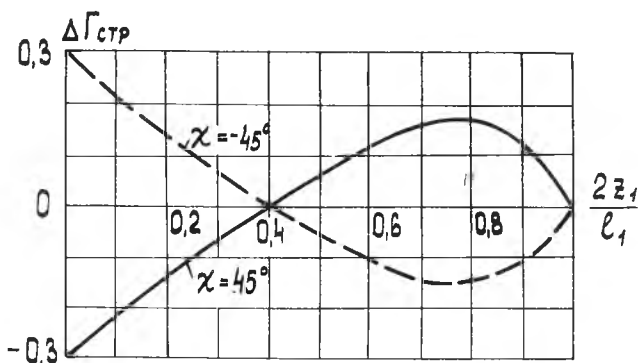


Рис. 2.8. График приращения относительной циркуляции за счет стреловидности крыла

2.5. Определение положения центра давления в сечении крыла

Расстояние от носка сечения крыла до центра давления (положительное к хвосту профиля) при неотклоненных элеронах определяется по формуле

$$\bar{x}_g = \frac{x_g}{b(z)} = \left| \frac{dC_m}{dC_y} \right|_M - \frac{C_{m_0M}}{C_y(z)}, \quad (2.15)$$

где $\left| \frac{dC_m}{dC_y} \right|_M = |C_m^{C_y}|_M = |C_m^{C_y}| F_2(M), \quad (2.16)$

$|C_m^{C_y}|$ — абсолютная величина производной $C_m^{C_y}$ для данного сечения крыла, берется из профильной характеристики без учета сжимаемости;

$$C_{m_0M} = C_{m_0} F_1(M), \quad (2.17)$$

C_{m_0} — величина коэффициента момента при нулевой подъемной силе без учета сжимаемости, берется из профильной характеристики (C_m по C_y) при $C_y = 0$;
 $F_1(M)$ $F_2(M)$ — коэффициенты, учитывающие геометрические особенности профиля (определяются в зависимости от числа M и C_y) (рис. 2.9).

Для сечений, проходящих через отклоненный элерон (случай В) положение центра давления определяется по формуле

$$\bar{x}_g = |C_m^{Cy}|_M - \frac{C_{m_0 M} \pm \Delta C_{m_0 M}}{C_y(z)}, \quad (2.18)$$

где

$$\Delta C_{m_0 M} = \left(\frac{d \Delta C_{m_0}}{d \delta} \right) \delta_{\text{эф}}^\circ F_1(M) \quad (2.19)$$

— приращение коэффициента момента за счет отклонения элерона.

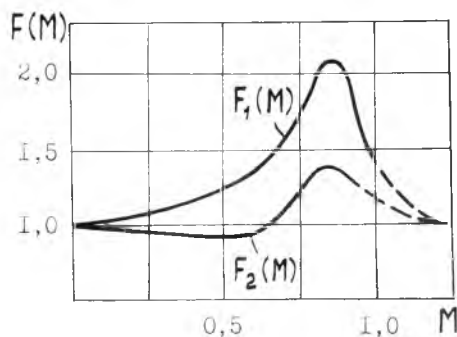


Рис. 2.9. График коэффициентов $F_1(M)$ и $F_2(M)$

Для отношений хорды элерона к хорде крыла, равных $\frac{b_z}{b} = 0,25 + 0,35$, величина производной $\frac{d \Delta C_{m_0}}{d \delta} = -0,011$.

Эффективный угол отклонения элерона можно подсчитать по формуле

$$\delta_{\text{эф}}^\circ = \delta^\circ - \frac{\delta^{\circ 2}}{100},$$

где

$$\delta^\circ = 100(0,05 + 0,6 C_{m_0}) \geq 2^\circ. \quad (2.20)$$

Значение C_{m_0} берется для профиля крыла по середине размаха элерона без учета сжимаемости воздуха.

В формулах (2.15) и (2.18) коэффициент подъемной силы сечения крыла $C_y(z)$ можно принять равным коэффициенту

подъемной силы крыла:

$$C_y(z) \cong C_{y_{кр}} = \frac{n^3 G}{q S}. \quad (2.21)$$

В сечениях крыла, занятых гондолами двигателей, центр давления смещается к носку крыла на величину

$$\frac{\Delta x}{b(z)} = 0,52 \left(\frac{L_2}{b(z)} - 0,11 \right), \quad (2.22)$$

где L_2 — длина выступающей части гондолы от передней кромки крыла.

2.6. Распределение аэродинамической нагрузки при пикировании самолета

При пикировании самолета погонный аэродинамический момент для сечений, не проходящих через отклоненный элерон, равен

$$m_z^p = f C_{m_{o,m}} q_{\max} \max b^2(z). \quad (2.23)$$

Для сечений, проходящих через элерон, нужно учесть эффект отклонения элерона, в результате чего имеем

$$m_z^p = f (C_{m_{o,m}} + \Delta C_{m_{o,m}}) q_{\max} \max b^2(z). \quad (2.24)$$

2.7. Распределение массовых сил крыла по размаху

Массовые силы складываются из сил веса и инерционных сил массы крыла. Принимают, что ускорения всех точек крыла одинаковы и равны ускорению центра тяжести самолета. Это значит, что распределение инерционных сил по размаху можно проводить по закону распределения веса крыла. Так как этот закон при проектировании неизвестен, то с незначительной погрешностью считают, что вес крыла распределяется по размаху пропорционально воздушной нагрузке

$$q_{кр}^p = \frac{n G_{кр}}{l \cos \theta} \Gamma_{пл} \quad (2.25)$$

или пропорционально хордам

$$q_{кр}^P = \frac{n G_{кр}}{S \cos \theta} b(z), \quad (2.26)$$

где θ — угол между направлением полной аэродинамической нагрузки и направлением подъемной силы (рис. 2.5).

Точка приложения этих сил по хорде совпадает с центром тяжести крыла, который располагается от носка на расстоянии $0,40+0,45$ хорды. В расчетах полагают, что массовые силы параллельны полной аэродинамической нагрузке, но направлены в обратную сторону.

Для расчета могут потребоваться проекции массовых сил на нормаль к хорде и на направление хорды. В этом случае:

$$q_{nкр}^P = q_{кр}^P \cos \beta, \quad (2.27)$$

$$q_{tкр}^P = q_{кр}^P \sin \beta,$$

Для агрегатов, расположенных в крыле, проекция массовых сил на нормаль к хорде будет равна

$$P_{iagr} = \frac{n G_{iagr}}{\cos \theta} \cos \beta, \quad (2.28)$$

где G_{iagr} — вес агрегата.

2.8. Построение эпюр перерезывающих сил и изгибающих моментов

Для расчета прочности крыла в отдельных его сечениях необходимо знать перерезывающую силу Q^P и изгибающий момент M^P . При этом крыло рассматривается как балка на двух опорах, причем, за опоры принимаются бортовые нервюры (рис. 2.10).

Эпюру Q^P можно строить сразу от разности воздушных и массовых сил:

$$q_n^P = q_n^{возд} - q_{nкр}^P. \quad (2.29)$$

Если принять начало координат на конце консоли крыла, то

$$Q^P = \int_{e/2}^z q_n^P dz - \sum P_{iagr}, \quad (2.30)$$

$$M^P = \int_{e/2}^z Q^P dz.$$

Интегрирование проводится методом трапеций. Крыло разбивается на ряд участков $\Delta z_i = z_i - z_{i-1}$. Тогда

$$\int_{e/2}^z q_{Vn}^P dz = \int_{e/2}^{z_1} q_{Vn}^P dz + \int_{z_1}^{z_2} q_{Vn}^P dz + \int_{z_2}^{z_3} q_{Vn}^P dz + \dots + \int_{z_{i-1}}^{z_i} q_{Vn}^P dz + \dots$$

Считаем, что на каждом малом интервале Δz_i погонная

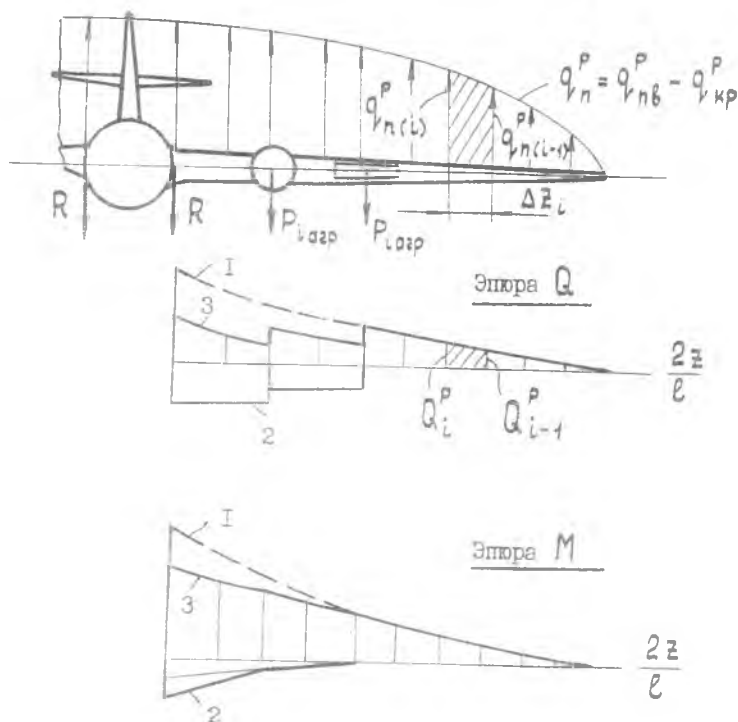


Рис. 2.10. Эпюры поперечных сил и изгибающих моментов

нагрузка изменяется по линейному закону. Тогда интеграл будет равен площади трапеции, т.е.

$$\Delta Q_i^P = \int_{z_{i-1}}^{z_i} q_{Vn}^P dz = \frac{q_{Vn}^P(z_{i-1}) + q_{Vn}^P(z_i)}{2} \Delta z_i. \quad (2.31)$$

Здесь ΔQ_i^P - приращение перерезывающей силы на интервале Δz_i .

Перерезывающая сила в сечении крыла от распределенной нагрузки будет равна сумме приращений ΔQ_i^P . Суммирование производится от конца консолей крыла и до рассматриваемого сечения. Аналогично вычисляется изгибающий момент от распределенных нагрузок. Для этого вычислим приращение изгибающего момента ΔM_i^P , полагая, что на каждом интервале Δz_i перерезывающая сила меняется по линейному закону, т.е.

$$\Delta M_i^P = \frac{Q_{i-1}^P + Q_i^P}{2} \Delta z_i. \quad (2.32)$$

Суммируя ΔM_i^P от конца консоли до рассматриваемого сечения, имеем

$$M_i^P = \sum \Delta M_i^P. \quad (2.33)$$

Расчеты целесообразно проводить в табличной форме:

$\frac{2z}{l}$	$q_{n_i}^P$	$\frac{q_{n(i-1)}^P + q_{n(i)}^P}{2}$	Δz_i	ΔQ_i^P	Q_i^P	$\frac{Q_{i-1}^P + Q_i^P}{2}$	ΔM_i^P	M_i^P
1	2	3	4	5	6	7	8	9

Окончательные значения перерезывающих сил и изгибающих моментов получаются, если учесть еще и сосредоточенные силы от агрегатов и грузов, расположенных в крыле. Для этого из эпюр Q_i^P и M_i^P от распределенных нагрузок следует вычесть эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов от сосредоточенных сил, расположенных в крыле, как показано на рис.2.10, где

- 1 - эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов без учета агрегатов и грузов, расположенных в крыле;
- 2 - эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов от агрегатов и грузов, расположенных в крыле;
- 3 - результирующие эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов.

Л и т е р а т у р а

1. Кан С.Н., Свердлов И.А. Расчет самолета на прочность. М., "Машиностроение", 1966.
2. Гудков А.И., Лешаков П.С. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. М., "Машиностроение", 1966.
3. Стригунов В.М. Расчет самолета на прочность (конспект лекций), часть I. М., МАИ, 1973.
4. Одинокоев Ю.Г. Расчет самолета на прочность. М., "Машиностроение", 1973.
5. Прочность самолета. Под ред. акад. Макаревского А.И. М., "Машиностроение", 1975.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Г Л А В А I. Нагрузки, действующие на самолет	3
1.1. Понятие о перегрузках	4
1.2. Горизонтальный полет	5
1.3. Криволинейный полет в вертикальной плоскости	6
1.4. Перегрузки в произвольной точке, расположенной на продольной оси самолета	9
1.5. В и р а ж	11
1.6. Перегрузки при полете в неспокойном воздухе	12
1.6.1. Горизонтальный порыв	13
1.6.2. Вертикальный порыв	13
1.6.3. Порыв с линейной переходной зоной	15
1.7. Нормы прочности	17
1.8. Основные случаи нагружения самолета (расчетные случаи)	21
Г Л А В А II. Определение нагрузок, действующих на крыло	26
2.1. Распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла при криволинейном полете	26
2.2. Учет влияния фюзеляжа и гондол двигателей на распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла	28
2.3. Учет влияния закрученности крыла на распределение аэродинамической нагрузки	30
2.4. Приближенный учет стреловидности при распределении аэродинамической нагрузки по размаху крыла	33
2.5. Определение положения центра давления в сечении крыла	35
2.6. Распределение аэродинамической нагрузки при пикировании самолета	37
2.7. Распределение массовых сил крыла по размаху	37
2.8. Построение эпюр перерезывающих сил и изгибающих моментов	38
ЛИТЕРАТУРА	41

Лавров Борис Александрович

НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ

Редактор Л.М.К а р п о в а

Подписано в печать 13.04.79 г. В000197.

Формат 60x84 1/16. Бумага оберточная белая.

Оперативная печать. Физ.п.л. 2,75. Усл.п.л. 2,56.

Уч.-изд.л. 2,46. Тираж 500 экз. Заказ № 2501

Цена 9 коп.

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.
