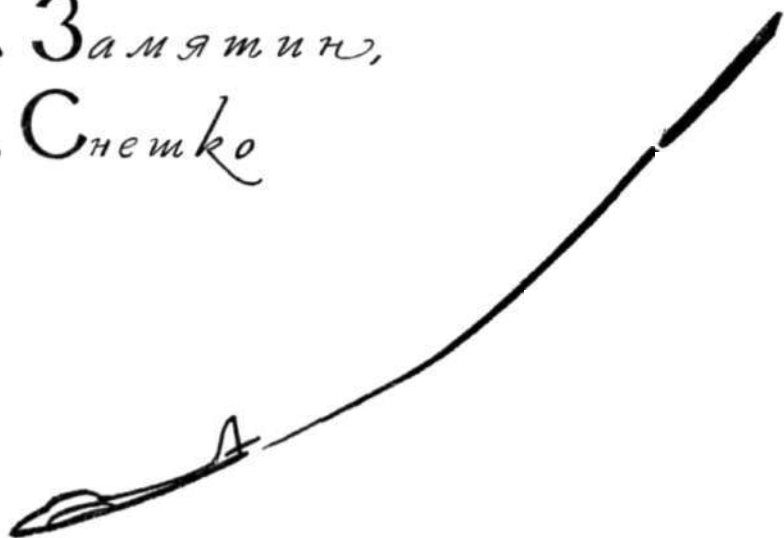


Д. Двоеносов,  
В. Замятин,  
О. Снетко



НАГРУЗКИ  
ДЕЙСТВУЮЩИЕ  
НА ПЛАНЕР  
в полете

ИЗДАТЕЛЬСТВО ДОСААФ

МОСКВА — 1963

Настоящая книга предназначена для широкого круга планеристов-спортсменов и может служить пособием при изучении полетов на планере. В книге рассказывается о нагрузках, действующих на планер в полете, при взлете и посадке. Предполагается, что читатели-планеристы знакомы с элементами аэродинамики и метеорологии.

Цель книги — способствовать повышению общего технического уровня летного состава ДОСААФ, содействовать развитию интереса спортсменов к существу полета во всем его многообразии, развивать у них вдумчивое отношение к своей спортивной деятельности.

*Под редакцией кандидата технических наук  
Н. Н. ФАДЕЕВА*

## ВВЕДЕНИЕ

Для правильной эксплуатации планера необходимо знать, какие нагрузки действуют на него в полете. Каждый планер имеет определенное назначение. Одни планеры служат для первоначального обучения, другие — для парения в простых и сложных условиях, третьи — для воздушной акробатики и т. д. Чтобы планер соответствовал своему назначению, он должен обладать определенными летными характеристиками, т. е. должен быть правильно спроектирован и построен. Эксплуатировать планер следует в соответствии с условиями, принятыми в расчетах.

Планер не должен ломаться при эксплуатации ни в воздухе, ни на земле. Для выполнения этого очевидного требования необходимы правильный расчет на прочность и правильная эксплуатация, основанная на твердых знаниях летных и прочностных свойств планера. Надо строго соблюдать эксплуатационные ограничения, установленные испытаниями и расчетом.

Для правильного расчета на прочность следует правильно выбирать нагрузки на планер в целом и на все его части: крыло, фюзеляж, оперение, шасси, фонарь, управление и пр. Выбор нагрузок производится по «Нормам прочности спортивных планеров», в которых приводятся случаи нагружения и величины нагрузок в соответствии с назначением планера. Нормы прочности являются законом как для конструктора планера, так и для спортсмена, летающего на этом планере.

Таким образом, освоение спортсменом планера возможно в полной мере лишь тогда, когда планерист будет знать не только технику пилотирования, но и основные законы работы планера как силовой конструкции и, следовательно, знать, какие нагрузки могут действовать на планер в тех или иных условиях, как планер может реагировать на эти нагрузки и какие условия эксплуатации могут привести к поломке планера.

Следует иметь в виду, что условия полета, а значит и нагрузка на планера могут меняться как в результате действий самого планериста (отклонение рулей, изменение загрузки планера и т. д.), так и от движения масс окружающего планер воздуха, т. е. по причинам, не зависящим от спортсмена.

Планерист должен ясно представлять себе, как действуют нагрузки на планер и как работает его конструкция во всех случаях полета, а также при взлете и посадке.

Изучение нагрузок, действующих на планер в различных случаях полета, является необходимой составной частью в системе авиационного образования каждого спортсмена-планериста.

Предлагаемая читателям книга посвящена анализу внешних нагрузок на планер и возникающим при нагружении усилиям в различных элементах его конструкции.

## Глава I

### ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПОЛЕТА ПЛАНЕРА

Для того чтобы представить себе нагрузки, действующие на планер в полете, необходимо вспомнить основы аэродинамики.

Наиболее типичными видами полета планера являются полет по прямой линии и полет по спирали. Однако, несмотря на то, что в этих условиях планер находится большую часть времени своего пребывания в воздухе, все же во многих случаях не они являются расчетными с точки зрения его прочности. Более тяжелые условия нагружения встречаются при кратковременных, но резких изменениях режима полета. Такие изменения могут возникать как вследствие резкого отклонения планеристом ручки управления, так и вследствие попадания планера в сильный вертикальный поток воздуха. Тяжелые условия нагружения могут иметь место и на земле при взлете и посадке. Рассмотрим ряд случаев, встречающихся при эксплуатации планера и представляющих интерес с точки зрения действующих на него нагрузок.

#### 1. ПРЯМОЛИНЕЙНЫЙ УСТАНОВИВШИЙСЯ ПОЛЕТ ПЛАНЕРА

##### а) Уравнения установившегося прямолинейного полета планера

Установившимся полетом называется такой полет, в котором все величины, характеризующие его режим, остаются неизменными.

В неподвижном воздухе один из параметров — плотность воздуха — все время изменяется вследствие снижения планера. Но так как скорости снижения бывают обычно невелики, то в большинстве случаев полет достаточно строго можно считать установившимся.

В установившемся прямолинейном движении скорость полета постоянна, планер движется поступательно, без враще-

ния, откуда следует, что сумма всех сил и сумма всех моментов, действующих на него, равна нулю.

Силы, действующие на планер, можно представить в виде силы веса планера  $G$  и равнодействующей аэродинамических сил  $R$  (рис. 1). Для равновесия сил  $G$  и  $R$  и равенства нулю момента, создаваемого ими, необходимо, чтобы они были равны по величине, противоположны по направлению и приложены в одной точке. Так как сила веса  $G$  всегда направлена вертикально вниз и приложена в центре тяжести планера, то равнодействующая аэродинамических сил  $R$  должна быть направлена вертикально вверх, равна ей по величине и приложена также в центре тяжести планера.

Условие равновесия сил  $G$  и  $R$  можно в этом случае записать в виде:

$$R = G. \quad (1)$$

Для большего удобства рассуждений силу  $R$  обычно разлагают на две составляющие: подъемную силу  $Y$ , направленную перпендикулярно траектории полета, и силу лобового сопротивления  $Q$ , направленную вдоль траектории против движения (рис. 2).

Аналогично разлагают на составляющие и силу веса. Как видно на рис. 2, составляющая веса, перпендикулярная к траектории движения планера, равна  $G \cos \theta$ , а составляющая, направленная вдоль траектории, —  $G \sin \theta$ .

Равнодействующая аэродинамических сил  $R$  уравновешивает силу веса  $G$ , поэтому и составляющие этих сил должны взаимно уравновешиваться. Следовательно, в установившемся прямолинейном полете планера обязательно должно со-

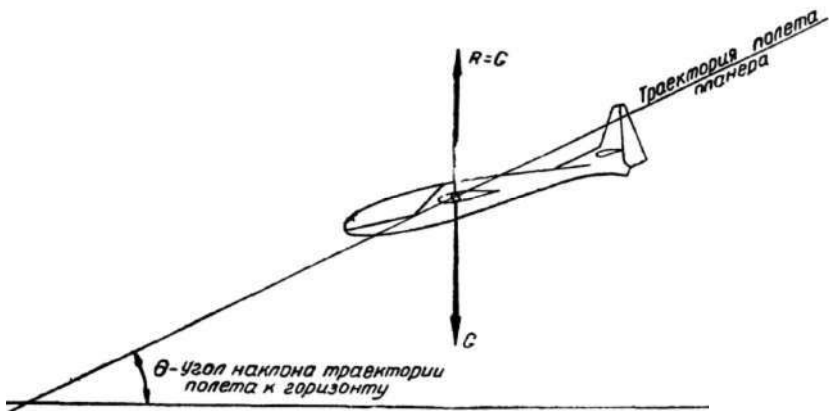


Рис. 1. Силы, действующие на планер в прямолинейном установившемся полете

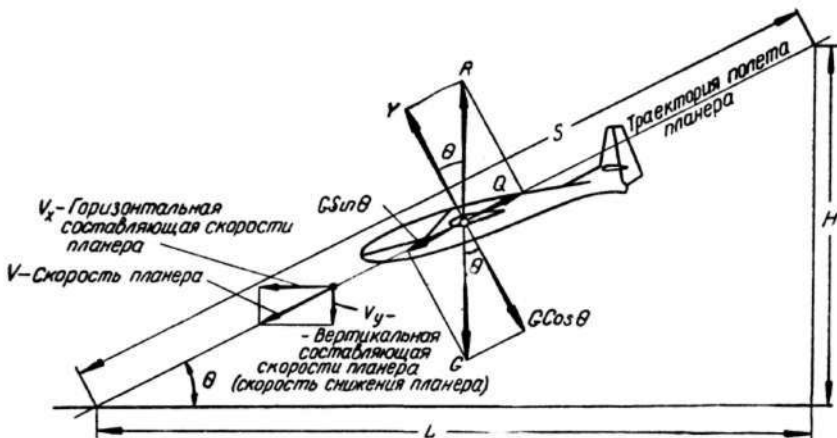


Рис. 2. Разложение сил, действующих на планер в прямолинейном установившемся планировании. На схеме показано также разложение скорости и пути, проходимого планером

блюдаться равенство друг другу составляющих аэродинамической силы и силы веса:

$$Y = G \cos \theta. \quad (2)$$

$$Q = G \sin \theta. \quad (3)$$

Эти два условия и представляют собой уравнения установившегося прямолинейного полета планера.

### б) Аэродинамические силы и их коэффициенты

Аэродинамические силы  $Y$  и  $Q$  возникают в результате воздействия набегающего потока воздуха на планер и, в частности, на его крыло.

Из курса аэродинамики известно, что если на планер, имеющий крыло с площадью  $S$ , набегающий поток воздуха со скоростью  $V$ , то полная аэродинамическая сила, подъемная сила и сила лобового сопротивления в этом случае определяются формулами;

$$R = c_R S \frac{\rho V^2}{2}. \quad (4)$$

$$Y = c_y S \frac{\rho V^2}{2}. \quad (5)$$

$$Q = c_x S \frac{\rho V^2}{2}, \quad (6)$$

где  $\rho$  — удельная массовая плотность воздуха, у земли в стандартных условиях (т. е. при температуре

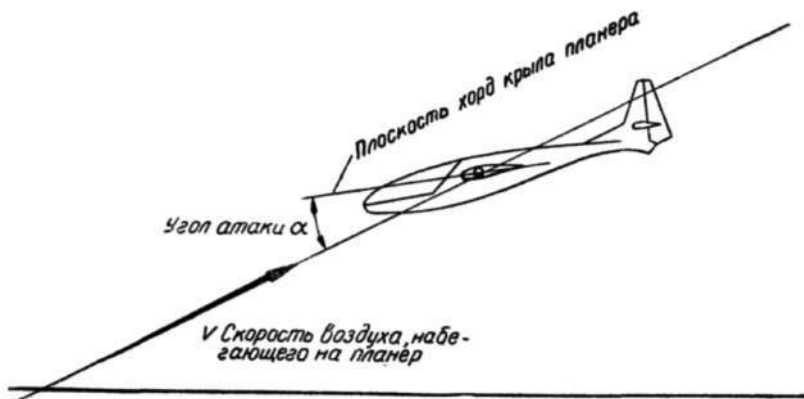


Рис. 3. Определение угла атаки планера

$t_0 = +15^\circ \text{С}$  и давлении  $p_0 = 760 \text{ мм рт. ст.}$ ) равная  $0,125 \text{ кг-сек}^2/\text{м}^2$ ;

$c_R$  — коэффициент полной аэродинамической силы;

$c_y$  — коэффициент подъемной силы;

$c_x$  — коэффициент лобового сопротивления планера.

Коэффициенты  $c_R$ ,  $c_y$  и  $c_x$  зависят от формы тела и от расположения его по отношению к набегающему потоку воздуха. Расположение планера по отношению к потоку в симметричном полете характеризуется углом атаки, т. е. углом между плоскостью хорд крыла и скоростью набегающего потока (рис. 3).

Рассмотрим характер изменения аэродинамических коэффициентов в зависимости от угла атаки (рис. 4). Как видим, с ростом угла атаки коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления возрастают. Вначале закон роста коэффициента подъемной силы  $c_y$  по углу атаки  $\alpha$  выражается на графике прямой линией, а прирост коэффициента лобового сопротивления  $c_x$  пропорционален квадрату коэффициента  $c_y$ . При дальнейшем увеличении угла атаки прямолинейная зависимость  $c_y$  от  $\alpha$  нарушается,  $c_y$  растет медленнее, а коэффициент  $c_x$  растет более резко (рис. 4). Уменьшение темпа роста  $c_y$  и увеличение темпа роста  $c_x$  объясняется тем, что на больших углах атаки обтекание крыла перестает быть плавным, поток в отдельных местах начинает отрываться от крыла. Участки крыла, на которых произошел срыв потока, создают меньшую подъемную силу и большее лобовое сопротивление, чем при безотрывном обтекании. При дальнейшем увеличении угла атаки области сорванного потока разрастаются все больше. Наконец поток на крыле срывается полностью, обтекание крыла становится беспорядочным.



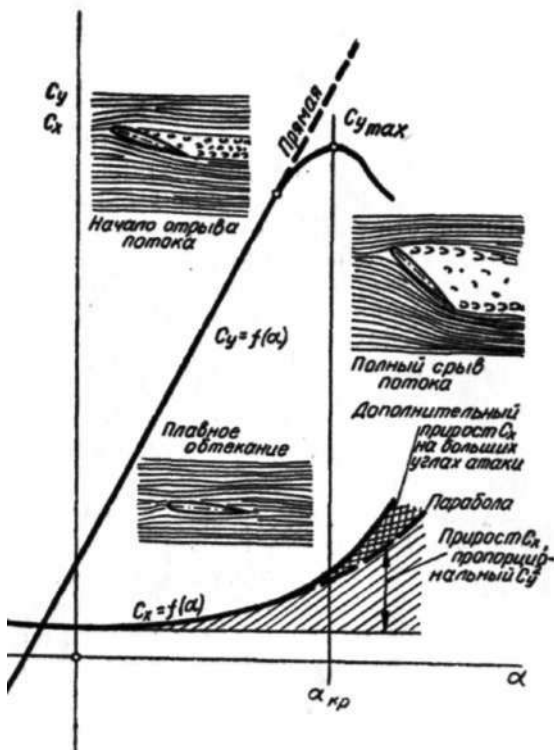


Рис. 4. Изменение коэффициентов  $C_y$  и  $C_x$  в зависимости от угла атаки  $\alpha$

дочным и рост угла атаки приводит уже не к увеличению, а к уменьшению подъемной силы с одновременным резким увеличением лобового сопротивления.

Угол атаки, соответствующий максимальному значению коэффициента подъемной силы  $C_{y\max}$ , называется критическим и обозначается  $\alpha_{кр}$  (рис. 4).

Теоретически планер мог бы продолжать полет на критическом угле атаки и даже на углах атаки, больших критического. Но так как обтекание со срывом потока является неупорядоченным, то оно чаще всего бывает несимметричным, т. е. подъемная сила правой и левой половин крыла получается неодинаковой. Несимметрия приводит к тому, что планер начинает резко поворачиваться вокруг продольной оси, крениться. Происходит так называемое «сваливание планера на крыло». Если планерист отклонением ручки управления от себя не уменьшит угол атаки, то планёр после сваливания может перейти в штопор.

## в) Поляра и качество планера

При расчетах удобно пользоваться графиком, выражающим зависимость  $C_y$  от  $C_x$ . Такой график называется полярной диаграммой, или полярной планера (рис. 5). На нем может быть нанесена разметка углов атаки. Для наглядности около соответствующих точек поляры показаны положения крыла планера относительно встречного потока (оси  $C_x$ ) и соответствующие аэродинамические силы. Определим с помощью поляры максимальное качество планера. Качеством планера при каком-либо угле атаки, называется отношение подъемной силы к лобовому сопротивлению, или, что то же самое, отношение коэффициента  $C_y$  к  $C_x$  при этом угле атаки:

$$K = \frac{c_y}{c_x} . \quad (7)$$

Для определения качества из начала координат поляры проводим прямую до точки на поляре, соответствующей заданному значению коэффициента  $C_y$  (рис. 5).

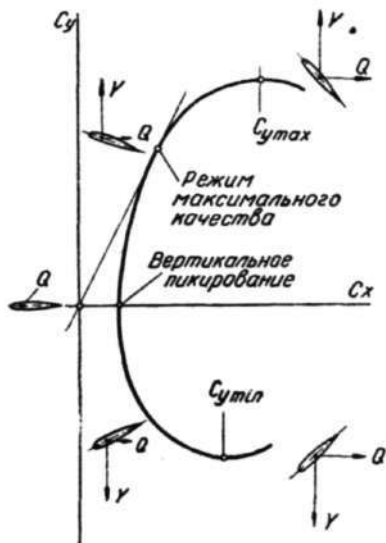


Рис. 5. Поляра планера

Тангенс угла наклона этой прямой к горизонтальной оси будет равен отношению коэффициента  $C_y$  к  $C_x$ , т. е. качеству.

Максимальное значение угла наклона, а следовательно, и качества планера получится в том случае, если прямая, проведенная из начала координат, будет касательной к поляре. Таким образом, мы получаем простое правило определения максимального качества по поляре планера.

Увеличение качества, как мы увидим ниже, приводит к уменьшению угла наклона траектории полета планера, поэтому качество планера стремятся сделать как можно большим.

Так как обычно значения  $C_x$  намного меньше значений  $C_y$ , то масштаб  $C_x$  при построении поляры выбирают большим, чем масштаб  $C_y$ . Это обстоятельство, однако, не меняет способа определения  $K_{max}$ , описанного выше.

## г) Поляра скоростей планера

В установившемся полете каждому углу атаки планера соответствуют совершенно определенные значения скорости полета и угла наклона траектории.

Рассмотрим зависимость между этими величинами. Для этого обратимся к схеме сил, действующих на планер в прямолинейном установившемся полете (см. рис. 2). Как видно, угол между силами  $Y$  и  $R$  равен углу наклона траектории  $\Theta$ . Следовательно, тангенс угла  $\Theta$  определится формулой:

$$\operatorname{tg} \Theta = \frac{Q}{Y}. \quad (8)$$

Подставив вместо  $Q$  и  $Y$  их выражения по формулам (5) и (6), найдем:

$$\operatorname{tg} \Theta = \frac{c_x}{c_y} = \frac{1}{\frac{c_y}{c_x}} = \frac{1}{K}. \quad (9)$$

В то же время, как видно из разложения скоростей, показанного на рис. 2, тангенс угла наклона траектории может быть выражен и через значения составляющих скорости полета  $V_y$  и  $V_x$

$$\operatorname{tg} \Theta = \frac{V_y}{V_x}. \quad (10)$$

Из формулы (9) мы видим, что угол наклона траектории полета к горизонту будет тем меньше, чем выше аэродинамическое качество планера, а из формулы (10) ясно, что чем меньше  $\Theta$ , тем при одинаковой скорости полета по горизонту будет меньше вертикальная скорость снижения планера. У современных планеров величина максимального качества колеблется в пределах от 25 до 42, что соответствует углам наклона траектории  $2,5$ — $1,5^\circ$  и вертикальным скоростям снижения  $V_y = 0,5$ — $1,0$  м/сек при скорости полета  $90$ — $100$  км/час.

Для определения характеристик полета планера можно задаться рядом значений угла атаки или коэффициента  $C_y$ , с помощью поляры определить для каждого заданного значения величину качества и по формуле (9) найти угол наклона траектории. Скорость полета планера при различных значениях угла атаки нетрудно подсчитать, воспользовавшись формулой (1), которую для этого напомним в виде:

$$c_R S \frac{\rho V^2}{2} = G. \quad (11)$$

Отсюда без труда получаем выражение:

$$V = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_R}}. \quad (12)$$

В ряде случаев для определения скорости планирования удобнее пользоваться другой формулой, которую нетрудно получить из следующего уравнения:

$$c_y S \frac{\rho V^2}{2} = G \cos \theta, \quad (13)$$

откуда

$$V = \sqrt{\frac{2G \cos \theta}{\rho S c_y}}. \quad (14)$$

В случае малых углов наклона траектории (планирования  $\cos \theta \approx 1$  и формулу (14) можно заменить более простым приближенным выражением:

$$V \approx \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_y}}. \quad (15)$$

Результаты расчета значений  $\theta$  и  $V$  для ряда углов атаки или значений  $C_y$  изображают на графике, называемом полярной скоростей. Если масштабы горизонтальной и вертикальной составляющих скорости  $V_x$  и  $V_y$  выбрать одинаковыми, то можно указать следующий способ построения полярной скоростей. Выбирается система осей координат, в которой горизонтальная ось направлена вправо, а вертикальная - вниз (рис. 6). Из начала координат проводятся прямые, составляющие с горизонтальной осью углы  $\theta$ , полученные при расчете. На этих прямых откладываются отрезки, равные (в выбранном масштабе) подсчитанным скоростям полета планера. Очевидно, если мы каждый построенный нами отрезок

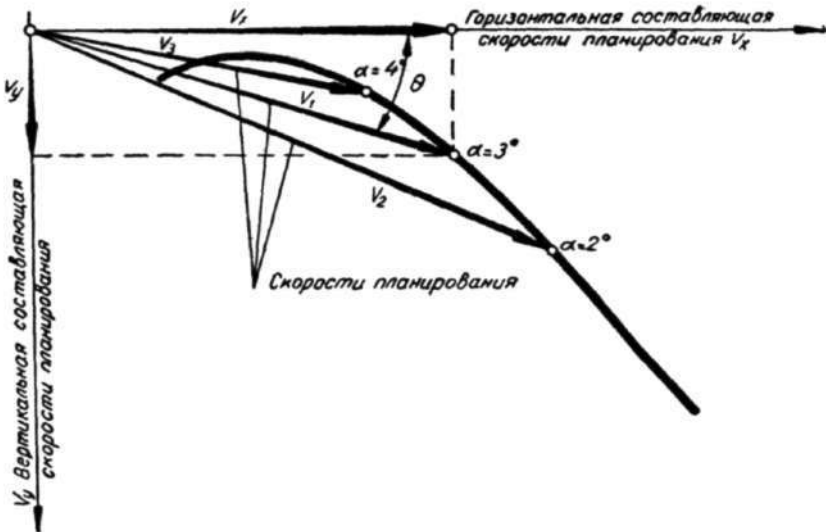


Рис. 6. Построение полярной скоростей планера

разложим по правилу параллелограмма на горизонтальную  $V_x$  и вертикальную  $V_y$  составляющие, то горизонтальная составляющая будет представлять собой скорость полета планера вдоль земной поверхности, а вертикальная скорость снижения планера. Соединив концы всех построенных отрезков плавной кривой, получим поляру скоростей (рис. 6). После проведения кривой сами отрезки стираются, чтобы не загромождать график большим числом линий.

При построении поляры предполагалось, что каждая ее точка соответствует постоянному углу атаки планера, т. е. что сумма моментов, действующих на планер, равна нулю. Планерист в полете, изменяя положение ручки управления, меняет угол отклонения руля высоты, в результате чего появляется дополнительный момент от руля высоты и планер переходит на новый угол атаки. Так как новому углу атаки соответствуют другие значения скорости полета и угла наклона траектории, то планерист в конечном счете с помощью руля высоты управляет скоростью полета планера и углом наклона траектории. Медленно двигая ручку управления, планерист может заставить планер пройти по всем точкам поляры скоростей, т. е. по всем режимам установившегося планирования от малых до больших скоростей, включая нормальный полет, отвесное пикирование и перевернутый полет (см. рис. 7,а).

Поляра скоростей позволяет решать ряд задач парящего полета. Рассмотрим некоторые из них.

В первом примере определим скорость полета, которую необходимо выдерживать для получения наибольшей дальности планирования. Наибольшая дальность планирования будет, очевидно, при наименьшем угле наклона траектории. Для решения поставленной задачи из начала координат следует провести прямую, касательную к поляре скоростей (рис. 7,б). Этим мы как бы восстанавливаем стертый нами отрезок, изображавший скорость полета. Так как угол между горизонтальной осью и касательной будет наименьшим из всех возможных, то точка касания и определит нам искомую скорость полета. Измерив длину отрезка от начала координат до точки касания, мы получим нужное нам значение скорости полета планера. Вертикальную скорость снижения планера при этом мы прочтем на вертикальной оси графика.

Скорость полета, соответствующая наибольшей дальности планирования, называется наивыгоднейшей и обозначается  $V_{\text{наив}}$ .

Во втором примере определим скорость полета, соответствующую наименьшей вертикальной скорости снижения. Для этого проведем горизонтальную касательную к поляре

**Перевернутый полет**  
(полет на спине)

Горизонтальная составляющая скорости планера

$V_x$

$V_{min}$

$V_{наиб}$

$V_{min}$

$V_{наиб}$

$V_{min}$

$V_{наиб}$

$V_{min}$

$V_{наиб}$

$V_{min}$

$V_{наиб}$

$V_{min}$

$V_{наиб}$

$V_{min}$

$V_{наиб}$

$V_{min}$



Вертикальная составляющая скорости планера

$V_y$

Точка, соответствующая максимальной скорости полета

Ограничение по  $V_{max}$

Точка, соответствующая скорости вертикального пикирования

Точка, соответствующая минимальной скорости полета

Точка, соответствующая минимальному углу наклона траектории

Ограничение по  $V_{max}$

Точка, соответствующая максимальной допустимой скорости полета

**Нормальный полет**

Горизонтальная составляющая скорости планера

$V_x$

$V_{min}$

$V_{наиб}$

$V_{min}$

$V_{наиб}$

$V_{min}$



Вертикальная составляющая скорости планера

$V_y$

Точка, соответствующая максимальной скорости полета

Ограничение по  $V_{max}$

Точка, соответствующая скорости вертикального пикирования

Точка, соответствующая минимальной скорости полета

Точка, соответствующая минимальному углу наклона траектории

Ограничение по  $V_{max}$

Точка, соответствующая максимальной допустимой скорости полета

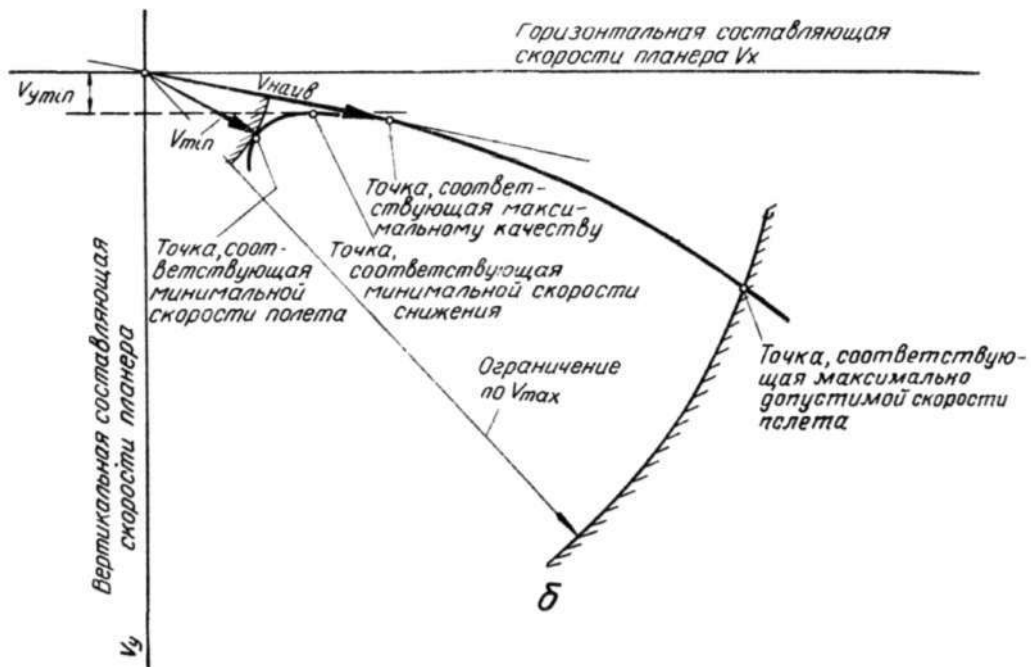


Рис. 7. Поляра скоростей планера

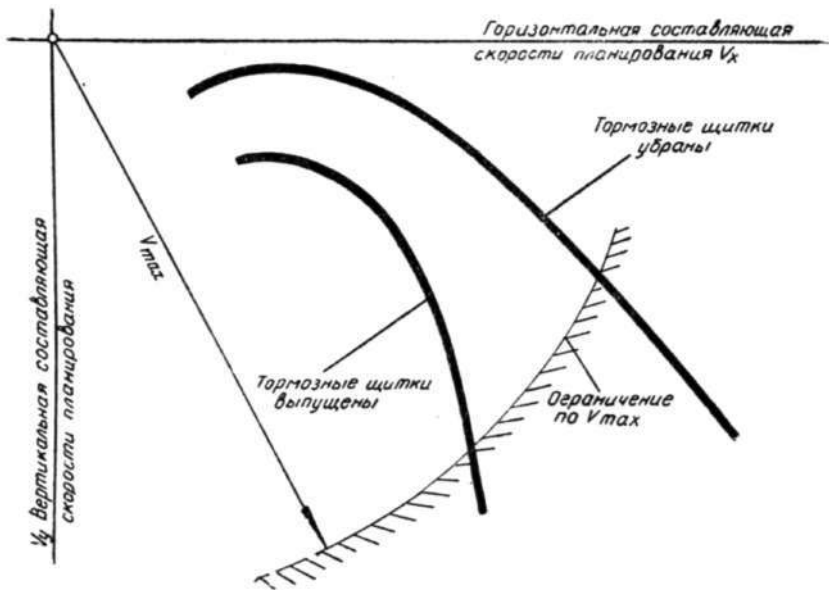


Рис. 8. Поляры скоростей планера с убранными и выпущенными тормозными щитками

скоростей (рис.7,б). Точка касания определит искомую скорость полета, которая называется экономической  $V_{ЭК}$ , и наименьшую вертикальную скорость снижения планера.

Рассмотрим, наконец, третий пример: определение наибольшей вертикальной скорости снижения, возможной для планера. Предельно допустимая скорость большинства планеров ограничена по соображениям прочности. Если это так, то, как видно из поляры скоростей, наибольшая вертикальная скорость снижения планера будет в точке, соответствующей предельно допустимой скорости полета планера (рис.7,б). Для увеличения вертикальной скорости снижения можно пойти также по пути уменьшения аэродинамического качества планера путем выпуска тормозных щитков. Это приводит к увеличению крутизны планирования, а следовательно, и к увеличению вертикальных скоростей снижения (рис. 8). Обычно вследствие того, что вертикальные скорости снижения  $V_y$  значительно меньше по величине, чем  $V_x$ , масштаб  $V_y$  делают большим, чем масштаб  $V_x$ , а значения  $V_y$  и  $V_x$  подсчитывают по формулам:

$$V_y = V \sin \theta, \quad (16)$$

$$V_x = V \cos \theta. \quad (17)$$



В этом случае вид полярны скоростей искажается. В частности, угол между отрезком, проведенным из начала координат к какой-либо точке полярны, и горизонтальной осью уже не будет равен углу наклона траектории. Тем не менее можно показать, что графические способы определения характерных точек полярны, описанные выше, остаются такими же.

#### д) Изменение полярны скоростей планера в зависимости от движения воздушных масс

Все рассмотренные выше случаи относились к полету планера в неподвижном воздухе, т. е. к полету при отсутствии ветра и вертикальных потоков. В большинстве случаев полет планера происходит в движущейся массе воздуха.

Посмотрим, как изменится при этом характер его движения. По отношению к массе воздуха, если она движется с постоянной по величине и направлению скоростью, движение планера останется таким же, как и при полете в неподвижном воздухе, так как аэродинамические силы, действующие на планер, определяются его движением относительно воздуха. По отношению же к земле движение планера изменится вследствие того, что вся масса воздуха, в которой он находится, будет перемещаться. Например, если полет планера будет происходить с попутным ветром, то горизонтальные составляющие скорости планера при всех его углах атаки увеличатся на величину скорости ветра, что приведет к сдвигу полярны скоростей вправо. При встречном ветре картина будет обратной.



Рис. 9. Изменение полярны скоростей планера при полете в восходящем и нисходящем потоках воздуха

В случае попадания планера в нисходящий поток воздуха вертикальная скорость снижения планера увеличится на величину вертикальной скорости нисходящего потока воздуха и, следовательно, поляра планера опустится (рис. 9).

При полете в восходящих потоках воздуха вертикальные скорости снижения планера уменьшаются и поляра скоростей поднимется вверх. При этом часть поляры может оказаться выше горизонтальной оси (см. рис. 9). Это значит, что планер в этих условиях будет не снижаться, а набирать высоту. Использование поляры скоростей поможет нам в дальнейшем выбрать метод пилотирования планера в зависимости от условий полета.

## 2. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ПЛАНЕР ПРИ УСТАНОВИВШЕМСЯ ПОЛЕТЕ ПО СПИРАЛИ

Спираль является одним из основных элементов полета планера, не менее важным, чем движение по прямолинейной траектории. Для набора высоты в восходящем потоке планерист заставляет планер выполнять спираль относительно центра потока.

Рассмотрим силы, действующие на планер в установившейся спирали. Чтобы планер начал двигаться по криволинейной траектории, необходима сила, называемая центростремительной.

Планерист при выполнении спирали задает планеру угол крена  $\gamma$  (рис.10). Вследствие крена появляется составляющая подъемной силы  $Y \sin \gamma$ , направленная перпендикулярно траектории. Она и является центростремительной силой. В результате ее действия траектория полета планера начнет искривляться и планер будет разворачиваться в сторону крена.

Посмотрим, какой должна быть подъемная сила при полете планера по спирали. Для этого обратимся

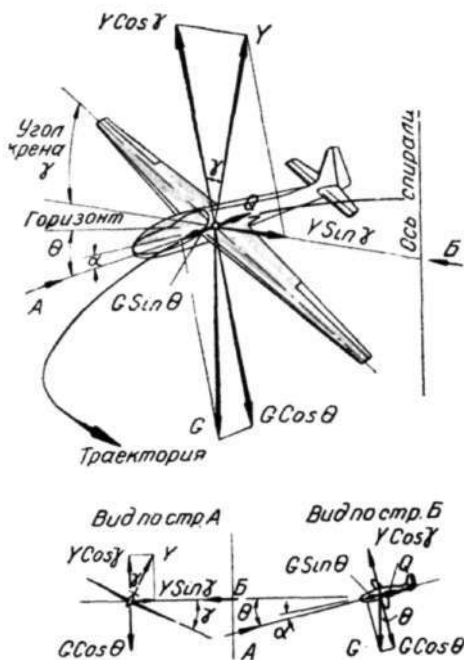


Рис. 10. Силы, действующие на планер в установившейся спирали

к рис. 10, на котором изображен вид планера сбоку. Схема сил на этом рисунке аналогична схеме сил для случая прямолинейного установившегося полета с той только разницей, что при полете по спирали в вертикальной плоскости действует не вся подъемная сила  $Y$ , а только ее составляющая  $Y \cos \gamma$ .

Аналогично тому, как было сделано при рассмотрении прямолинейного полета, получаем уравнения равновесия сил в спирали:

$$Y \cos \gamma = G \cos \theta. \quad (18)$$

$$Q = G \sin \theta. \quad (19)$$

На основании уравнения (18) найдем подъемную силу планера в спирали:

$$Y = \frac{G \cos \theta}{\cos \gamma}. \quad (20)$$

Так как углы снижения планера невелики, то в большинстве случаев  $\cos \theta$  можно приближенно считать равным единице и формулу (20) написать в виде:

$$Y \approx \frac{G}{\cos \gamma}. \quad (21)$$

Отношение подъемной силы к весу планера  $\frac{Y}{G}$  называется коэффициентом вертикальной перегрузки, или, просто, вертикальной перегрузкой, и обозначается  $n_y$ . Формулу (21), таким образом, можно переписать в виде:

$$n_y \approx \frac{1}{\cos \gamma}. \quad (22)$$

Мы получаем простое приближенное правило: в установившейся спирали вертикальная перегрузка обратно пропорциональна косинусу угла крена. Чем больше угол крена, тем больше будет перегрузка. Например, при угле крена  $60^\circ$  будем иметь:  $\cos \gamma = \frac{1}{2}$ ,  $n_y = 2$ , т. е. подъемная сила равна удвоенному весу планера. При угле крена  $70^\circ,5$  получим:  $\cos \gamma = \frac{1}{3}$ ,  $n_y = 3$  и т. д. (рис. 11).

Увеличение подъемной силы при больших углах крена влечет за собой рост лобового сопротивления. В результате, как видно из уравнения (19), будут расти углы снижения планера.

Радиус спирали, если принять  $\cos \theta \approx 1$ , определяется формулой, которую мы здесь даем без вывода:

$$r \approx \frac{v^2}{g \operatorname{tg} \gamma}. \quad (23)$$

При увеличении угла крена  $\operatorname{tg} \gamma$  возрастает и радиус спирали уменьшается. На рис. 11 дана зависимость радиуса спирали от угла крена для нескольких скоростей полета.

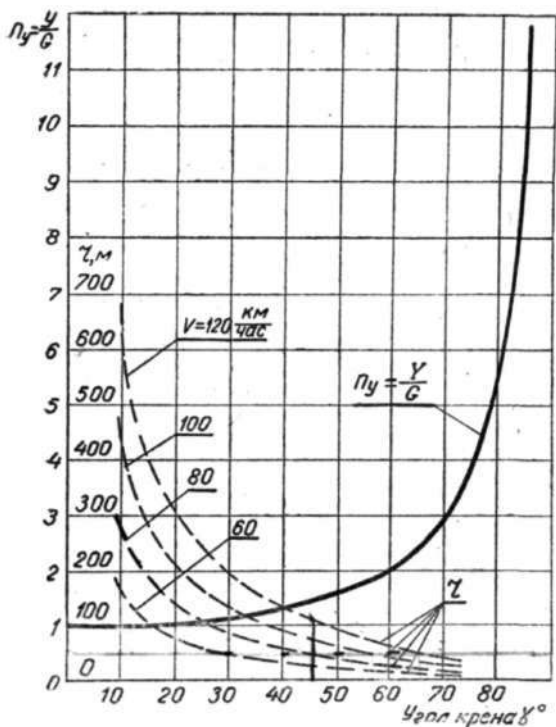


Рис. 11. Вертикальная перегрузка и радиус установившейся спирали в зависимости от угла крена

При использовании планером для набора высоты сильно-го, но узкого восходящего потока воздуха планеристы увеличивают крен планера, стремясь получить меньший радиус спирали. В подобных случаях следует иметь в виду, что по мере увеличения угла крена для поддержания установившегося режима приходится увеличивать подъемную силу, а следовательно, и нагрузки на конструкцию планера.

### 3. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ПЛАНЕР ПРИ РЕЗКОМ ОТКЛОНЕНИИ РУЧКИ УПРАВЛЕНИЯ ИЛИ ПРИ ВНЕЗАПНОМ ПОПАДАНИИ В ВЕРТИКАЛЬНЫЙ ПОТОК ВОЗДУХА

В предыдущих разделах мы рассматривали силы, действующие на планер в установившихся движениях: в полете по прямой и в полете по спирали. Однако этими видами движения не исчерпываются все случаи полета. Необходимо изучить также аэродинамические силы и нагрузки при неустановившемся полете. В определенных условиях именно они

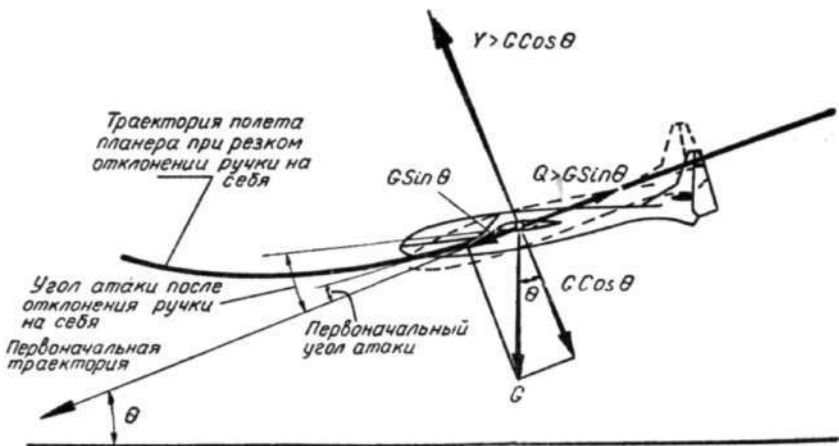


Рис. 12. Силы, действующие на планер при резком отклонении ручки управления на себя

будут определять необходимую прочность конструкции планера.

Типичными случаями неустановившегося полета, при которых возникают значительные нагрузки на конструкцию планера, являются: резкое отклонение ручки управления на себя или от себя и внезапное попадание планера на большой скорости в восходящий или нисходящий поток воздуха. При резком отклонении ручки управления, например, на себя угол атаки планера внезапно увеличивается. Если перед этим планер совершал прямолинейный установившийся полет и его подъемная сила  $Y$  была равна составляющей веса  $G \cos \theta$ , а вертикальная перегрузка  $n_y = \cos \theta$ , то после отклонения ручки подъемная сила возрастет, перегрузка  $n_y$  станет больше, чем  $\cos \theta$ , а избыток подъемной силы над составляющей силы веса начнет искривлять траекторию полета планера вверх (рис. 12). Разность сил  $Y - G \cos \theta$  будет в данном случае являться центростремительной силой. Центробежная сила (сила инерции) будет равна по величине и обратна по направлению центростремительной силе. Ее величина, следовательно, будет:

$$Y - G \cos \theta \approx Y - G = G \left( \frac{Y}{G} - 1 \right) = G (n_y - 1). \quad (24)$$

Как видно, центробежная сила прямо пропорциональна весу планера и избытку вертикальной перегрузки  $n_y$  над единицей. При увеличении подъемной силы увеличится и лобовое сопротивление планера, что с течением времени приведет к уменьшению скорости полета, уменьшению подъемной силы и переходу планера на новый режим установивше-

гося прямолинейного полета. Но так как в первый момент скорость полета уменьшиться не успеет, то подъемная сила при резком взятии ручки на себя может достигать значительной величины. Наибольшая подъемная сила и максимальная перегрузка  $n_y$  возникнут, очевидно, в том случае, если угол атаки планера будет увеличен до значения, при котором коэффициент подъемной силы имеет максимальную величину  $c_{y \max}$ :

$$Y_{\max} = c_{y \max} S \rho \frac{V^2}{2} \quad (25)$$

$$n_{y \max} = \frac{Y_{\max}}{G} = c_{y \max} \frac{S \rho V^2}{G} \quad (26)$$

С увеличением скорости полета величина  $Y_{\max}$  возрастает.

При резкой отдаче ручки от себя картина аналогична, с той разницей, что центробежная сила направлена вверх, а подъемная сила и перегрузка будут вначале уменьшаться до нуля, а затем станут отрицательными, т. е. направленными вниз.

При полете на планере с большой скоростью следует иметь в виду, что резкие и большие отклонения ручки могут привести к недопустимым нагрузкам на конструкцию планера.

Перейдем теперь к рассмотрению сил, возникающих при внезапном попадании планера в вертикальный поток. Если планер попадает в вертикальный поток, то к скорости  $V$  набегающего воздуха прибавится вертикальная скорость  $W$  вертикального потока (рис. 13). В результате сложения скоростей  $V$  и  $W$  получим скорость набегающего потока при полете планера в неспокойном воздухе  $V_{н.в.}$ . Так как скорость  $W$  обычно мала по сравнению со скоростью  $V$ , то скорость  $V_{н.в.}$  по величине получается близкой к скорости  $V$ , и приближенно можно считать

$$V_{н.в.} = V. \quad (27)$$

В то же время направление скорости  $V_{н.в.}$  будет отличаться от направления скорости  $V$  на угол  $\alpha_w$ , в результате чего угол атаки планера изменится и станет равным:

$$\alpha_{н.в.} = \alpha_{уст} + \alpha_w, \quad (28)$$

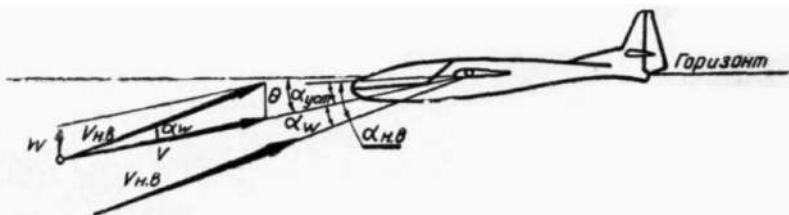


Рис. 13. Изменение режима полета планера при внезапном попадании в восходящий поток воздуха

где  $\alpha_{уст}$  — угол атаки в исходном установившемся полете. Прирост угла атаки  $\alpha_w$  можно определить по простой приближенной формуле (где  $\alpha_w$  получается в градусах):

$$\alpha_w^0 = 57,3 \frac{W}{V}. \quad (29)$$

При пользовании формулой (29) следует иметь в виду, что размерности  $W$  и  $V$  должны быть одинаковыми (например, в м/сек). Знак  $W$  считается положительным для восходящего потока и отрицательным для нисходящего.

Увеличение угла атаки на величину  $\alpha_w$  приведет к соответствующему увеличению коэффициента подъемной силы. Если наклон линейной зависимости коэффициента  $c_y$  от угла  $\alpha$  обозначим через  $c_y^{\alpha^0}$  (эта величина показывает, сколько единиц  $c_y$  приходится на один градус угла атаки  $\alpha$ ), то прирост  $c_y$  при попадании планера в вертикальный поток определится формулой:

$$c_{yw} = c_y^{\alpha^0} \cdot \alpha_w = 57,3 c_y^{\alpha^0} \frac{W}{V}. \quad (30)$$

Соответствующее увеличение подъемной силы получится равным:

$$Y_w = c_{yw} S \frac{\rho V^2}{2} = 57,3 c_y^{\alpha^0} S \frac{\rho W V}{2}. \quad (31)$$

Формула (31) показывает, что прирост подъемной силы планера при его попадании в вертикальный поток будет тем больше, чем больше скорость полета планера. До попадания планера в вертикальный поток подъемная сила  $Y$  была равна составляющей веса  $G \cos \Theta \approx G$ , а вертикальная перегрузка  $n_y = \cos \Theta \approx 1$ .

Величина подъемной силы после попадания планера в восходящий поток воздуха станет равной сумме исходного значения  $G \cos \Theta \approx G$  и прироста  $Y_w$ :

$$Y_{н.в} = G \cos \Theta + Y_w \approx G + Y_w, \quad (32)$$

а перегрузка  $n_y$  будет определяться формулой:

$$n_{y, н.в} = \cos \Theta + \frac{Y_w}{G} \approx 1 + \frac{Y_w}{G}. \quad (33)$$

Подставляя вместо силы  $Y_w$  ее выражение по формуле (31), получим:

$$Y_{н.в} \approx G + 57,3 c_y^{\alpha^0} S \frac{\rho W V}{2}. \quad (34)$$

$$n_{y, н.в} \approx 1 + 57,3 c_y^{\alpha^0} \frac{\rho W V}{2 G / S}. \quad (35)$$

Формулами (34) и (35) можно пользоваться на углах атаки  $\alpha_{н.в}$ , где зависимость  $c_y$  от  $\alpha$  линейна. Если значения  $\alpha_{н.в}$  получаются настолько большими, что линейный характер указанной зависимости теряется, то приросты  $c_{yw}$  в

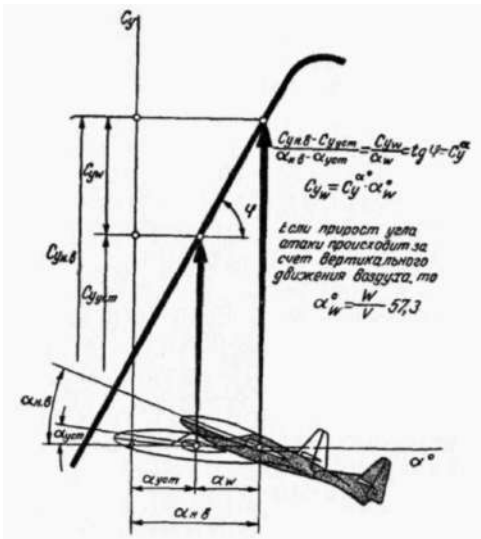


Рис. 14. Определение прироста коэффициента подъёмной силы при попадании планера в вертикальный поток

скорости потока (рис. 15). В таком случае планер еще в процессе входа начинает под воздействием потока двигаться вверх, что несколько уменьшает его угол атаки и перегрузку. Устойчивый планер будет также уменьшать угол атаки за счет своего поворота вокруг центра тяжести. В ряде случаев (в частности в «Нормах прочности спортивных планеров», о которых подробно будет идти речь ниже) учитывается уменьшение угла атаки за счет вертикального движения планера. Однако последнее несколько осложняет расчет перегрузок планера от воздействия вертикальных порывов.

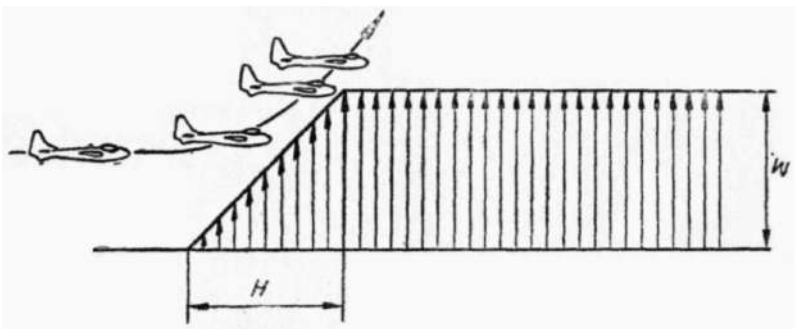


Рис. 15. Вход планера в восходящий поток с постепенным нарастанием вертикальной скорости

зависимости от  $\alpha_w$  следует определять непосредственно по графику (рис. 14).

При выводе формул (34) и (35) мы считали, что планер входит в вертикальный поток мгновенно. В действительности, конечно, для этого необходимо некоторое время. Кроме того, сама скорость вертикального потока воздуха изменяется обычно не скачком, а нарастает сравнительно плавно.

При рассмотрении входа планера в поток схематически принимают линейный закон нарастания вертикальной



Так, формула для определения перегрузки при входе планера в вертикальный поток с постепенным нарастанием вертикальной скорости до значения  $W$ , которую мы здесь даем без вывода, имеет вид:

$$n_{y \text{ н.в.}} = 1 + \frac{WV}{Hg} \left( 1 - e^{-28,65 \frac{c_y^2 \rho g H}{G/S}} \right), \quad (36)$$

где  $e = 2,72$  — основание натуральных логарифмов;

$g = 9,81 \text{ м/сек}^2$  — ускорение силы тяжести;

$H$  — длина участка с нарастанием скорости вертикального порыва (см. рис. 15).

С целью упрощения расчетов указанный учет уменьшения угла атаки мы производить не будем, имея в виду, что это идет в запас прочности.

#### 4. МОМЕНТЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ПЛАНЕР

Силами, действующими на тело, определяется движение его центра тяжести в пространстве. Вращение же тела вокруг центра тяжести определяется моментами этих сил относительно центра тяжести.

Поэтому, если мы рассматриваем не только движение центра тяжести, но и вращение планера, то должны учесть моменты, действующие на него. Наличие неуравновешенных моментов приводит к неравномерному вращению и появлению дополнительных сил инерции, а следовательно, и перераспределению действующих на элементы конструкции планера нагрузок. Таким образом, для распределения нагрузок по элементам конструкции планера необходимо знать моменты аэродинамических сил относительно центра тяжести планера.

Общий момент, поворачивающий планер в пространстве, можно разложить на моменты в трех плоскостях: плоскости симметрии, плоскости крыльев и поперечной плоскости.

В плоскости симметрии планера вокруг поперечной оси  $Oz$  действует продольный момент, стремящийся поднять или опустить нос планера. В плоскости крыльев вокруг вертикальной оси  $Oy$  действует поперечный момент, или момент рысканья, стремящийся повернуть нос планера вправо или влево. Наконец в поперечной плоскости вокруг продольной оси  $Ox$  будет действовать продольный момент, или момент крена, стремящийся наклонить планер вправо или влево. Рассмотрим отдельно каждый из этих моментов.

##### а) Продольный момент

Продольный момент планера создается крылом, горизонтальным оперением и в незначительной части фюзеляжем.

Равнодействующая аэродинамических сил  $R$  в общем случае не проходит через центр тяжести планера. Точка пересечения

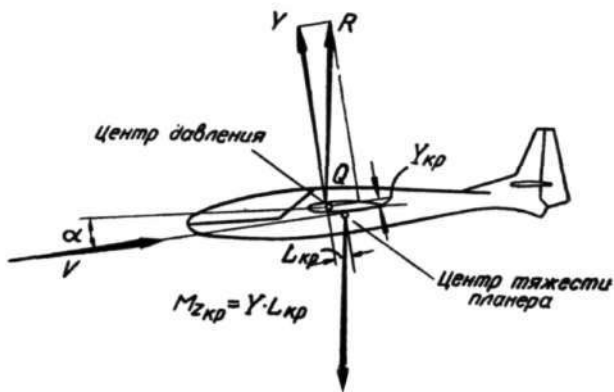


Рис. 16. Возникновение продольного момента от действия подъемной силы крыла

чения этой силы с хордой называется центром давления крыла. Если центр давления расположен впереди центра тяжести, то подъемная сила  $Y$  создает так называемый кабрирующий момент, поднимающий нос планера (рис. 16).

Сила лобового сопротивления, в зависимости от ее положения по высоте, может создавать либо кабрирующий, либо пикирующий момент. Обычно этот момент мал, и мы в дальнейшем будем пренебрегать им.

Если условимся обозначать продольный момент через  $M_z$ , то для момента, создаваемого крылом, получим выражение:

$$M_{z_{кр}} \approx Y \cdot L_{кр}, \quad (37)$$

где  $L_{кр}$  — расстояние от центра давления до центра тяжести планера (рис. 16).

Положение центра давления для крыла с несимметричным профилем изменяется в зависимости от угла атаки. Расстояние  $L_{кр}$  получается таким образом переменным и формула (37) становится не удобной для анализа действия продольных моментов. Ввиду этого чаще распределенные на крыле силы приводят не к одной равнодействующей  $R$ , а к равнодействующей  $R$  и некоторому постоянному, не зависящему от угла атаки моменту  $M_{z_0}$ .

Указанное представление суммы аэродинамических сил крыла объясняется тем, что даже при отсутствии подъемной силы имеется продольный момент  $M_{z_0}$ , стремящийся повернуть планер. Возникает он из-за наличия на крыле при нулевой подъемной силе пары аэродинамических сил: на задней части крыла имеется сила, направленная вверх, а на передней — вниз (рис. 17). Сумма их равна нулю, а момент отличен от нуля. Как известно из аэродинамики, в случае представления аэродинамических сил крыла двумя величинами —

постоянным моментом  $M_{z0}$  и переменной равнодействующей  $R$  — точка приложения последней не будет зависеть от угла атаки. Эта фиксированная точка  $F$  называется фокусом крыла. Если обозначим постоянное расстояние от фокуса до центра тяжести планера через  $L_{Fкр}$ , то про-

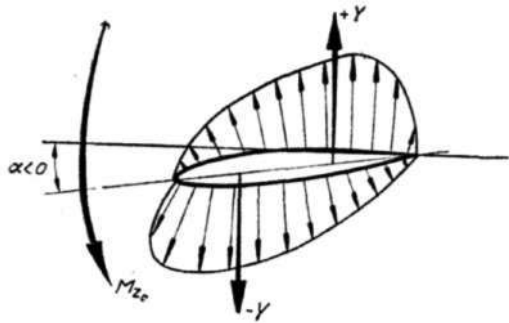


Рис. 17. Возникновение продольного момента при нулевой подъемной силе

дольный момент крыла, который мы раньше представляли формулой (37), можно теперь выразить иначе:

$$M_{zкр} = M_{z0} + Y \cdot L_{Fкр}, \quad (38)$$

где величина  $L_{Fкр}$  постоянна, в отличие от переменной величины  $L_{кр}$  в прежней формуле.

К моменту крыла следует прибавить момент фюзеляжа  $M_{zф}$  и тогда мы получим момент планера без горизонтального оперения:

$$M_{z6.г.0} = M_{zкр} + M_{zф}. \quad (39)$$

Моменты, так же как в силы, пропорциональны квадрату скорости полета, т. е.

$$M_{z6.г.0} = m_{z6.г.0} S b \frac{\rho V^2}{2}, \quad (40)$$

где  $m_{z6.г.0}$  — коэффициент момента планера без горизонтального оперения, зависящий от угла атаки и расположения центра тяжести планера;

$b$  — длина средней хорды крыла.

Горизонтальное оперение планера создает подъемную силу  $Y_{г.0}$  в результате действия которой возникает момент  $M_{zг.0}$  стремящийся опустить или поднять нос планера (рис. 18). Величина силы  $Y_{г.0}$  и момента  $M_{zг.0}$  регулируется отклонением руля высоты. При отклонении руля высоты вниз подъемная сила  $Y_{г.0}$  увеличивается, вследствие чего возрастает пикирующий момент, стремящийся наклонить нос планера вниз. При отклонении руля высоты вверх картина получается обратной. Планерист в полете отклонением ручки управления подбирает такое положение руля высоты, при котором моменты  $M_{z6.г.0}$  и  $M_{zг.0}$  взаимно уравниваются.

Определим в этих условиях нагрузку на горизонтальное

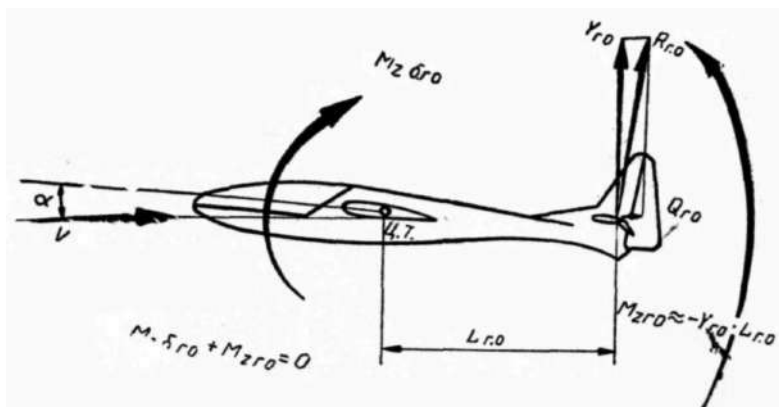


Рис. 18. Определение уравновешивающей нагрузки на горизонтальное оперение

оперение планера. Так как моменты  $M_{z \delta_{г.0}}$  и  $M_{z_{г.0}}$  взаимно уравновешены, то их сумма должна быть равна нулю:

$$M_{z \delta_{г.0}} + M_{z_{г.0}} = 0. \quad (41)$$

По принятому в аэродинамике правилу знаков кабрирующие моменты считаются положительными, а пикирующие — отрицательными. Момент  $M_{z_{г.0}}$ , который будет пикирующим при положительной силе  $Y_{г.0}$ , выразится формулой:

$$M_{z_{г.0}} = -L_{г.0} Y_{г.0}, \quad (42)$$

где  $L_{г.0}$  — плечо горизонтального оперения относительно центра тяжести планера (рис. 18).

Момент планера без горизонтального оперения определяется обычно по продувкам соответствующей модели в аэродинамической трубе.

Подставляя выражение (42) в равенство (41), получим:

$$M_{z \delta_{г.0}} - L_{г.0} Y_{г.0} = 0, \quad (43)$$

откуда находим уравновешивающую нагрузку на горизонтальное оперение:

$$Y_{г.0} = \frac{M_{z \delta_{г.0}}}{L_{г.0}} = \frac{m_{z \delta_{г.0}} S b \frac{\rho V^2}{2}}{L_{г.0}}. \quad (44)$$

Формулой (44) пользуются при расчете прочности горизонтального оперения.

### б) Момент рысканья

Момент рысканья  $M_y$  создается главным образом фюзеляжем и вертикальным оперением. Доля крыла и горизонтального оперения в его создании очень мала.

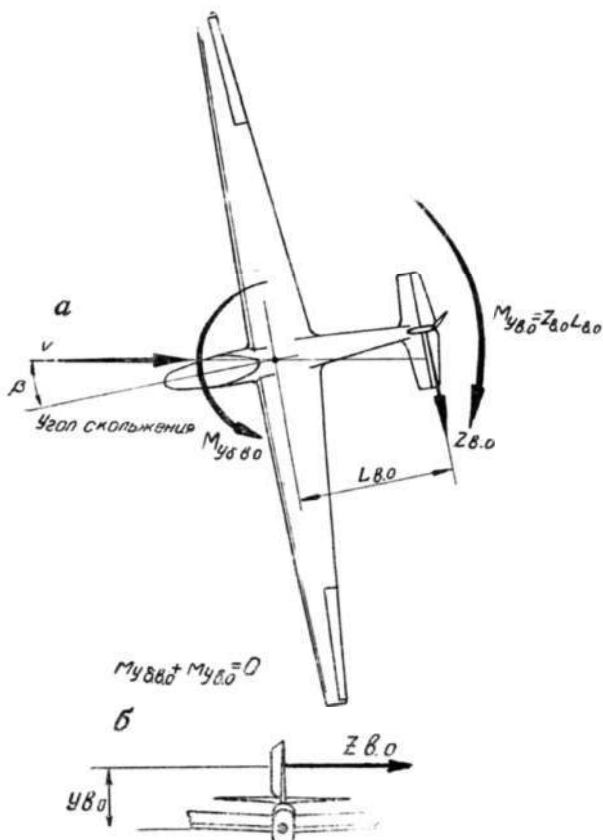


Рис. 19. Момент рысканья и боковая сила, действующие на планер при полете с углом скольжения  $\beta$  и отклонении руля направления

Величина момента рысканья зависит от угла скольжения  $\beta$  (углом скольжения называется угол между плоскостью симметрии планера и направлением скорости полета) и от угла отклонения руля направления (рис. 19,а).

Чем больше угол скольжения и отклонение руля направления, тем большие нагрузки действуют на вертикальное оперение. Нагрузки на вертикальное оперение приводят к возникновению крутящего момента фюзеляжа. Если обозначим силу на вертикальном оперении  $Z_{\beta 0}$ , а ее плечо относительно продольной оси фюзеляжа  $y_{\beta 0}$ , то крутящий момент фюзеляжа получим по формуле (рис. 19,б):

$$M_{\text{ф кр}} = Z_{\beta 0} y_{\beta 0}. \quad (45)$$

Формула (45) используется при расчете фюзеляжа на прочность.

## в) Момент крена

Момент крена  $M_x$  создается в основном крылом и возникает при появлении угла скольжения и при отклонении элеронов. Моменты от угла скольжения играют роль при расчете прочности крыла в случае несимметричного нагружения.

Значительный момент крена создается элеронами. При отклонении, например, правого элерона вниз, а левого вверх подъемная сила правой половины крыла увеличивается, а левой уменьшается, вследствие чего возникает момент  $M_x$ , стремящийся наклонить планер влево (рис. 20).

Отклонение элеронов приводит также к появлению крутящего момента крыла, так как опущенный вниз правый эле-

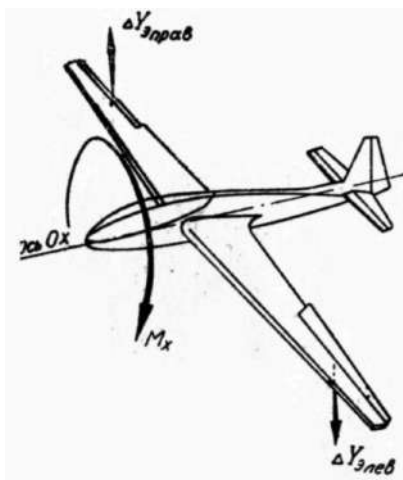


Рис. 20. Возникновение момента крена  $M_x$  при отклонении элеронов

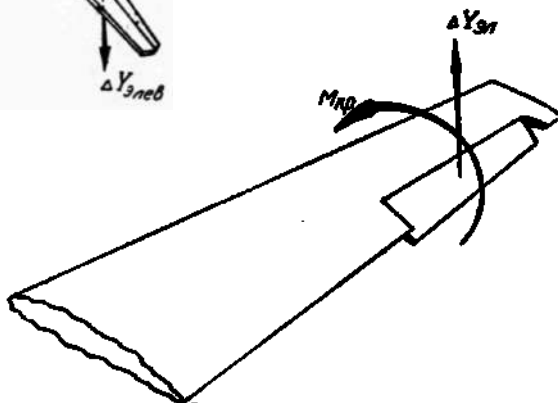


Рис. 21. Возникновение крутящего момента  $M_{кр}$  при отклонении элерона

рон будет поднимать вверх заднюю кромку крыла (рис. 21), а левый элерон опускать ее вниз. Крутящий момент, создаваемый элеронами, играет существенную роль с точки зрения прочности крыла.

## Глава II

### УСЛОВИЯ ПАРЯЩЕГО ПОЛЕТА ПЛАНЕРА

Познакомившись вкратце с теоретическими основами полета планера, рассмотрим конкретные условия, в которых может происходить парение планера и которые, в конечном счете, определяют характер полета, метод пилотирования и интересующие нас нагрузки на конструкцию планера.

В предыдущей главе было показано, что парение возможно при наличии восходящих потоков, вертикальная скорость которых больше или равна скорости снижения планера относительно воздуха\*.

Восходящие потоки в зависимости от причин их образования можно разделить на две группы: термические и динамические. Кроме восходящих потоков, в атмосфере наблюдаются струйные течения. Встреча планера с ними может вызывать существенные нагрузки на конструкцию планера.

#### 1. ТЕРМИЧЕСКИЕ ВОСХОДЯЩИЕ ПОТОКИ

Солнечные лучи неодинаково нагревают различные участки земной поверхности. Причинами такого неравномерного нагрева являются, например, различный цвет и состав почвы отдельных участков, наличие или отсутствие растительности, рельеф местности, влияющий на угол наклона лучей солнца к земной поверхности, в т. п.

Воздух солнечные лучи нагревают весьма слабо: он достаточно прозрачен как для световых, так и для тепловых лучей. Температура воздуха зависит от температуры поверхности земли, с которой воздух соприкасается. Отсюда — неравномерный нагрев и самого воздуха.

При нагревании воздух становится легче и вытесняется вверх более холодным и более тяжелым воздухом. Таким об-

---

\* Теоретически возможно парение и при горизонтальном ветре, если скорость ветра изменяется по времени или по высоте, но на практике освоено только парение в восходящих потоках.

разом, над нагретыми участками земли образуются восходящие вертикальные токи воздуха. Если участок подстилающей поверхности земли имеет более низкую температуру, чем окружающие участки, то температура воздуха над ним будет ниже температуры окружающих масс воздуха. С менее нагретого участка воздух потечет к более тепловому, что приведет к образованию нисходящего потока над холодным участком.

Перемещение воздуха из-за неравномерного нагрева называется термической конвекцией, а вертикальные потоки — термическими потоками.

Мелкие термические потоки вызывают так называемую турбулентность в атмосфере, которая ощущается в виде болтанки и является причиной возникновения дополнительных нагрузок на элементы конструкции планера, что подробнее будет рассмотрено в следующей главе.

Над большими участками поверхности земли с одинаковой температурой мелкие потоки могут сливаться и давать начало мощному восходящему или нисходящему потоку. Внутри такого потока турбулентность может быть небольшой. Зато разность скоростей при переходе из нисходящего в восходящий потоки оказывается значительной и создает условия для резкого возрастания нагрузки на планер в целом и в частности на его крыло.

Наличие турбулентности, болтанки, в атмосфере является в ряде случаев показателем образования восходящего или нисходящего потока. Планеристов в первую очередь интересует скорость восходящего потока, обеспечивающая возможность набора высоты или полета без снижения, т. е. парения планера. Однако этот интерес не должен ограничиваться лишь летной стороной дела. Всегда необходимо оценивать и то, насколько приспособлен по прочности данный планер к использованию приближающегося потока воздуха и не будет ли опасным вход и выход из него на данном планере.

Скорость, с которой поднимается нагретый воздух, зависит от того, насколько он теплее окружающего воздуха, и от величины вертикального градиента температуры (степени падения температуры окружающего воздуха с увеличением высоты). Чем больше нагрев воздуха от земли и чем больше температурный градиент, тем большую скорость будет иметь поднимающийся воздух.

Поскольку с высотой атмосферное давление уменьшается, то поднимающийся воздух увеличивает свой объем, а температура его падает за счет расширения. Вертикальная скорость потока с высотой уменьшается, если уменьшается разность температур восходящего потока и окружающего воздуха.



Планеристы разделяют термические восходящие потоки на потоки без образования облаков (термики) и потоки с облаками.

### а) Восходящие потоки без образования облаков (термики)

В жаркие солнечные дни иногда наблюдаются очень сильные восходящие потоки без образования облаков. Это значит, что, несмотря на большой нагрев воздуха у земли, вершина восходящего потока, где вертикальная скорость воздуха равна нулю, не достигает уровня конденсации (высоты, на которой происходит превращение пара, имеющегося в поднимающемся воздухе, в мелкие капельки воды).

Опыт полетов показывает, что в жаркий день (при температуре воздуха у земли  $25-30^{\circ}\text{C}$  и температурном градиенте  $0,6-0,7^{\circ}$  на  $100\text{ м}$  высоты) вертикальные скорости восходящих потоков достигают  $2-3\text{ м/сек}$ , а вершина термика находится на высоте  $2-2,5\text{ км}$ .

Правда, отдельные очень сильные термики поднимаются иногда еще выше и все же достигают уровня конденсации, что приводит к образованию небольших плоских кучевых облаков, которые довольно скоро распадаются (рис. 22).

В такой день можно наблюдать редкие, слабые облачка, указывающие на наличие мощных термиков. Отсутствие ви-

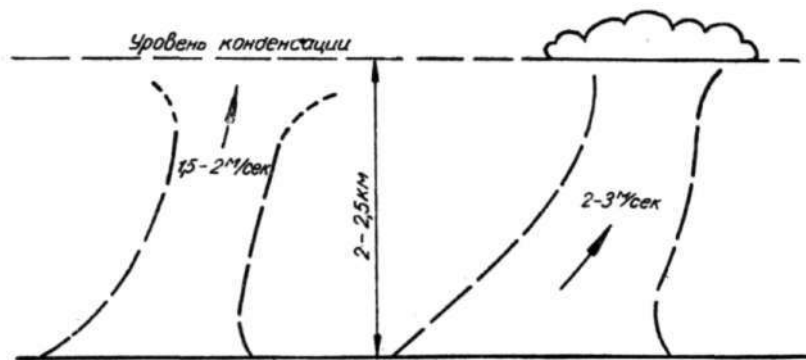


Рис. 22. Термики, возникающие в жаркую погоду

димых ориентиров, которые указывали бы места образования термиков, затрудняет их поиски и делает вход в них неожиданным. Но так как скорости подъема воздуха в них не слишком велики, то и нагрузки на планер при входе в такие потоки, как правило, неопасны.



ют для не приспособленного к таким условиям планера явную опасность. Поэтому пытаться использовать в парашюте полете эти заманчивые, но весьма серьезные условия следует только, располагая прочным планером, который рассчитан именно для таких полетов.

В безветренные дни восходящий поток находится обычно под центром кучевого облака. Совместное действие солнца и ветра может сместить поток в любую сторону. Это обстоятельство необходимо учитывать при поисках восходящих потоков и при оценке возможности внезапного входа в поток или выхода из него, что неминуемо повлечет более или менее

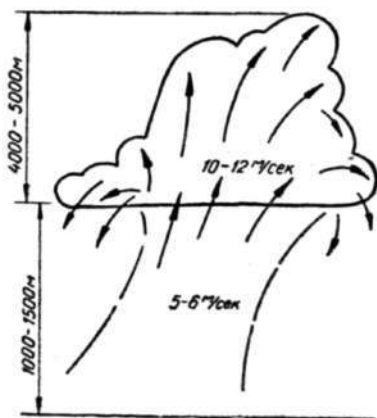


Рис. 24. Восходящие потоки мощнокучевых облаков

надо учитывать при пилотировании планера.

При разрастании мощного кучевого облака в ширину бывает трудно определить, где находится восходящий поток. В таких случаях следует ориентироваться на крупные вершины облака. Наличие нескольких таких вершин показывает, что под одним облаком существует несколько восходящих потоков. Под самим облаком вершин, конечно, не видно. Ориентиром для поисков восходящего потока в этом случае являются наи-

резкое увеличение нагрузок на планер.

Солнце, нагревая обращенную к нему сторону облака, замедляет охлаждение массы маленьких капелек воды, поднимающихся вместе с потоком воздуха. Это вызывает увеличение скорости потока и смещение его центра в сторону нагретой солнцем части облака (рис. 25).

Ветер смещает восходящий поток в направлении своего движения. Поэтому в сильный ветер восходящий поток может находиться довольно далеко в стороне от облака. Это также

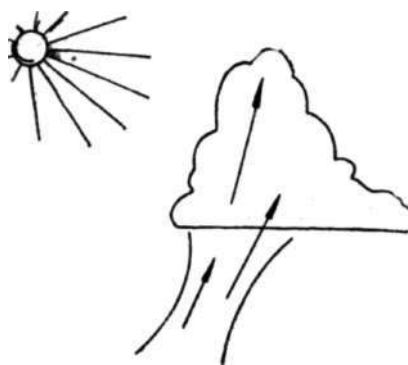


Рис. 25. Смещение центра восходящего потока в сторону нагретой солнцем части облака



Рис. 26. Облако, основание которого имеет вид «чаша», опрокинутой вверх дном

более темные места основания облака. Особенно сильный поток может находиться под тем местом облака, где основание имеет вид «чаша», опрокинутой вверх дном (рис. 26).

Еще более сильные восходящие и нисходящие потоки наблюдаются в кучеводождевых и грозовых облаках при так называемых тепловых грозах. Для возникновения мощных кучеводождевых облаков необходимо особое состояние атмосферы. Оно заключается в большом перегреве нижних слоев воз-

духа, неустойчивом состоянии верхних слоев атмосферы выше 4 км (температурный градиент больше 0,6) при высокой температуре и большой влажности воздуха у земли. Такое состояние атмосферы возможно в жаркие летние дни. Температурный градиент до уровня конденсации при этом должен иметь величину 0,8—0,9, а выше уровня конденсации он должен быть не менее 0,6—0,7.

В такую погоду образующиеся мощные кучевые облака быстро переходят в кучеводождевые и грозовые облака. Вершины их, достигнув зоны с низкой температурой, растекаются в виде «шатра» во все стороны, капельки воды превращаются в лед и облако принимает «косматый» вид. Под основанием облака появляются полосы дождя.

Температура воздуха в нижней части облака бывает около  $+20^{\circ}\text{C}$ , в середине — ниже нуля, а у вершины достигает от  $-25$  до  $-30^{\circ}\text{C}$ .

В зависимости от температуры меняется и состав облака. Нижняя треть облака состоит из капель воды, средняя — из переохлажденных капель воды и льда в виде крупы, верхняя — из хлопьев снега, переходящих при подходе к вершине в ледяные кристаллы.

Основания кучеводождевых облаков лежат на высоте 1000—2 000 м, а вершины достигают 7—10 км (рис. 27).

Скорость восходящих потоков под мощными кучеводождевыми облаками может быть в пределах 5—7 м/сек. Внутри же облака скорости достигают 15—20 м/сек, причем эта интенсивность характерна и для восходящих и для нисходя-

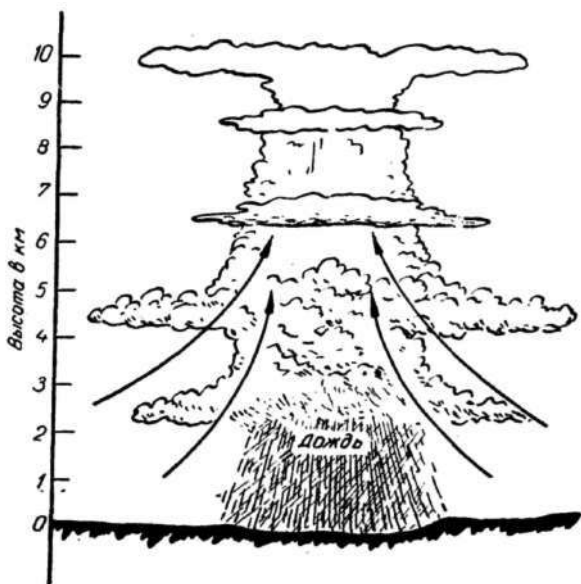


Рис. 27. Кучевождевое или грозовое облако

щих потоков. Возможность близкого соседства сильных вертикальных потоков противоположных направлений должна настораживать планериста, так как планер, не рассчитанный на полеты в таких условиях, может получить повреждения или разрушиться.

Однако, умело используя восходящие потоки в мощных кучевождевых облаках и избегая внезапных переходов через границы потоков, можно подниматься на значительную высоту, что, впрочем, удастся лишь весьма опытным спортсменам.

В мощных грозовых облаках скорости восходящих потоков иногда превосходят 50 м/сек.

При попадании в сильный восходящий поток наблюдались быстрые подъемы летательных аппаратов на 1 000—1500 м.

Конвективные течения воздуха в грозовых облаках наблюдаются даже на больших высотах — порядка 8 000 м.

До выпадения дождя из грозового облака восходящий поток находится в его центре. Когда начинается ливень, вместе с ним образуется и нисходящий поток воздуха, растекающийся у земли во все стороны. Восходящие потоки, питающие облако, начинают притекать сбоку, и облако как бы всасывает теплый воздух смежных пространств. Таким образом, нисходящий поток воздуха дает импульс к образованию новых кучевождевых облаков вокруг грозового очага, вызывая распространение грозы.



Рис. 28. Башенкообразные облака

Как было сказано, гроза возникает при неустойчивом состоянии высоких слоев атмосферы. На такое состояние указывают высококучевые, так называемые башенкообразные облака, образующиеся в чистом небе. Они являются предвестниками гроз. Возникают башенкообразные облака быстро, иногда в течение пяти-десяти минут, на высотах 3—4 км и говорят о наличии там значительных температурных градиентов и конвективного движения воздуха (рис. 28).

Мощные кучевые облака, достигнув уровня башенкообразных облаков, энергично перерастают в кучеводождевые и грозовые облака. По виду башенкообразных облаков можно приближенно судить о времени начала грозы. Так, мелкие и высокие башенкообразные облака появляются примерно за 12 часов до грозы, а крупные и низкие — за 2—3 часа.

При полете в мощных кучевых и грозовых облаках необходимо иметь в виду возможность обледенения планера. В этих облаках на высоте 3—4 км температура колеблется от 0 до  $-20^{\circ}$  С. Капельки воды, находящиеся в сильно переохлажденном состоянии, ударяясь о части планера, мгновенно замерзают, образуя на крыльях, на передней части фюзеляжа и на хвостовом оперении слой льда. Выпадение осадков в облаке усиливает обледенение. Сильное обледенение может в некоторых случаях привести к потере управляемости из-за заклинивания органов управления, покрытых слоем льда. Вследствие обледенения могут отказать пилотажные приборы, такие, как указатель скорости и высотомер, вариометр и указатель поворота (в случае питания его от воздушной системы).

Таким образом, обледенение планера может привести к потере ориентировки в пространстве, контроля над полетом в целом и, как следствие этого, к возникновению недопустимых нагрузок на конструкцию.

Поэтому обледенения следует избегать и, во всяком случае, помнить о возможности его появления при полете в кучевых и в кучеводождевых облаках.

Сильные восходящие потоки внутри мощных кучеводождевых и грозовых облаков можно использовать только в начале их образования. После обледенения верхушки облака и начала дождя под основанием облака находится уже опасно, так как возможно выпадение крупного града.

в) Восходящие потоки грозового фронта

Использование тепловых гроз для парения ограничено из-за их малой подвижности и хаотического возникновения. Кроме того, тепловая гроза надолго приостанавливает развитие термических потоков в окружающих районах и поэтому является серьезным препятствием в маршрутных полетах планеристов.

Иной характер имеют фронтальные или шквальные грозы. Они быстро движутся и сопровождаются сильными восходящими потоками, возникающими перед фронтом таких гроз. Облако фронтальной грозы образуется в результате подъема теплых влажных масс, вытесняемых валом вторгающегося холодного воздуха (рис. 29). Над «головной» такого вала непрерывно возникают мощные кучеводождевые облака, движущиеся с большой скоростью и сопровождаемые сильными восходящими потоками. Причина возникновения восходящих потоков — бурное вытеснение теплого воздуха. Перед грозовым облаком, за 1—2 км до сплошной завесы дождя, несетя так называемый вихревой вал — предвестник шквала. Обычно он движется на высоте 500—600 м, но иногда снижается и до 50 м. Над валом проходит мощный восходящий поток, который входит в кучеводождевое облако в средней его части. За валом находится нисходящий поток холодного воздуха. Он создается лавиной падающих осадков и исходит из передней части кучеводождевого облака. Эти встречные

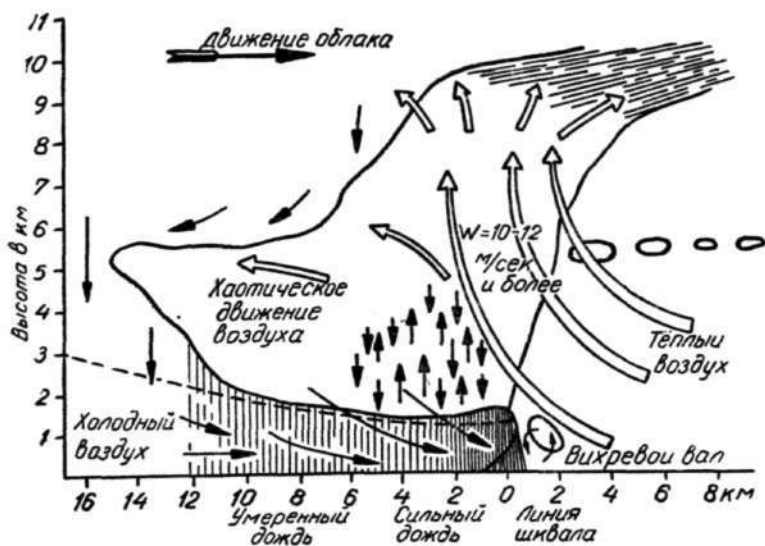


Рис. 29. Грозовое облако холодного фронта

восходящий и нисходящий потоки и образуют горизонтальный вал. Под валом находится зона слабых ветров.

После прохождения вала налетает шквал в направлении от облака. Температура резко падает, начинается ливень, гроза, иногда град. Движение воздуха принимает хаотический характер и распространяется на переднюю часть кучеводождевого облака.

Восходящий поток перед грозовым фронтом можно использовать для парения. Набирая высоту перед кромкой облака, планер будет двигаться вместе с грозовым фронтом. Скорость восходящих потоков перед грозовым фронтом достигает 4—5 м/сек, а в самом облаке увеличивается до 10—15 м/сек. Вершина восходящего потока в таком облаке бывает на высоте 7—8 км.

Грозовые облака создают благоприятные условия для парения. Необходимо только помнить, что для полетов в грозовых облаках обязательно высокое мастерство спортсмена и подходящий по прочности планер.

## **2. ДИНАМИЧЕСКИЕ ВОСХОДЯЩИЕ ПОТОКИ**

Динамические вертикальные движения воздуха возникают при обтекании горизонтальным потоком воздуха каких-либо препятствий. Такими препятствиями могут являться горы, холмы и другие особенности рельефа местности. Кроме того, препятствием могут служить и воздушные массы с физическими свойствами (температурой, влажностью, плотностью) и скоростью, отличными от аналогичных свойств надвигающейся массы воздуха.

### **а) Потоки обтекания**

Потоками обтекания называются сравнительно слабые динамические восходящие потоки, возникающие при обтекании воздухом препятствия на местности. Горизонтальный поток, набегая на склон, отклоняется и движется вверх по склону. По инерции воздух поднимается и выше над склоном, а затем снова начинает двигаться горизонтально вдоль земной поверхности (рис. 30).

Высота потоков, пригодных для парения над склоном, тем больше, чем выше склон. Она может достигать 300 м и более, а вертикальная скорость потока доходить до 1—3 м/сек.

Восходящий поток обтекания бывает обычно ровным, без завихренности струй и без болтанки. На подветренной стороне склона образуется застойная зона с нисходящими потоками и беспорядочными завихрениями, особенно сильными при большой-скорости ветра.

Сильный ветер увеличивает высоту, на которую поднимаются воздушные массы, набегающие на склон. При этом уве-



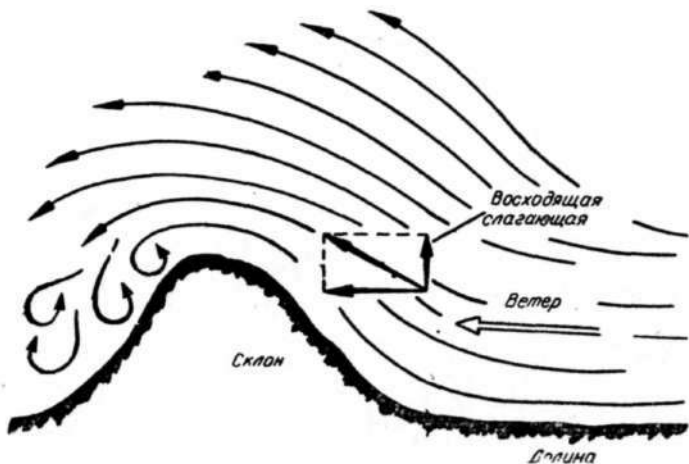


Рис. 30. Образование восходящих потоков обтекания

личивается и скорость восходящего потока. Вообще потоки обтекания вследствие небольших вертикальных скоростей не приводят к возникновению больших нагрузок на планер и поэтому в первую очередь используются при начальном обучении планеристов.

### б) Волновые потоки

Более мощные восходящие динамические потоки наблюдаются при волновых движениях воздуха в атмосфере в так называемых вынужденных (стационарных) волнах. Волновое движение воздуха возникает при натекании горизонтально движущейся с большой скоростью массы воздуха на горный хребет. При перемещении воздушного потока над вершиной горного хребта его скорость увеличивается, а статическое давление в нем падает согласно закону Бернулли. Это приводит к оседанию и засасыванию воздуха вниз, к подветренной стороне склона хребта. Из-за оседания воздух нагревается и образует слой инверсии, вдоль которого и возникает волновое движение. За склоном скорость потока уменьшается, давление в нем увеличивается и инверсионный слой деформируется кверху. Начавшееся волновое движение частиц воздуха распространяется по направлению ветра и постепенно затухает. Таким образом, вынужденное волновое движение распространяется вдоль слоя инверсии, подобно тому, как распространяются волны на поверхности движущегося водного потока при обтекании камня, лежащего вблизи от его поверхности.

Волновое движение воздуха, вызываемое каким-либо препятствием, называется вынужденным, а образующиеся при этом волны — вынужденными, или стационарными, волнами. Стационарные волны расположены неподвижно относительно препятствия, т. е. зоны восходящих и нисходящих движений воздуха находятся на неизменных расстояниях от препятствия, вызывающего волну. Вертикальная скорость поднимающихся масс воздуха на переднем (наветренном) крае волны оказывается достаточной для парения планера.

Если над первым слоем инверсии имеется следующий слой, то волновые возмущения раскачивают его и в нем начинаются такие же волновые колебания. Таким образом, происходит передача волнового движения на очень большие высоты— порядка 12—18 км.

Совокупность стационарных волн над горой или хребтом образует несколько зон или волн восходящих движений, в которых планер может набирать весьма большую высоту.

Подъем планера в волне совершается очень спокойно, без болтанки.

Максимальная скороподъемность планера в стационарных волнах, по отчетам планеристов, достигает 5—7 м/сек. Однако специальные исследования свидетельствуют о вертикальных скоростях до 30 м/сек. Рекордная высота полета планера в волновых потоках составила более 13 км.

О появлении волн планеристы узнают по характерным для волновых потоков чечевицеобразным облакам, образующимся в верхних частях волны в результате конденсации водяного пара при подъеме на высоту.

От препятствия, вызвавшего волну, чечевицеобразные облака отстоят иногда на несколько десятков километров. Поперечные размеры чечевицеобразных облаков колеблются от нескольких сот метров до многих десятков километров.

Высота основания чечевицеобразных облаков обычно больше 3 км, а вертикальное развитие достигает 2—5 км.

Часто наблюдается многоярусное строение чечевицеобразных облаков. Многоярусное облако образуется за счет соединения нескольких чечевицеобразных облаков, расположенных друг над другом. Во время полета в таких облаках может наблюдаться слабое обледенение. В кучеводождевых облаках, развивающихся в зоне волновых движений атмосферы, обледенение приобретает опасный характер, свойственный этим облакам.

Сильный ветер, вызывающий волнообразное состояние атмосферы над горной местностью, является причиной образования с подветренной стороны обтекаемого воздухом препятствия системы вихрей с горизонтальными осями вращения. Эти вихри называются роторами. Обычно за склоном образуется 3—4 ротора, оси которых параллельны оси гор-

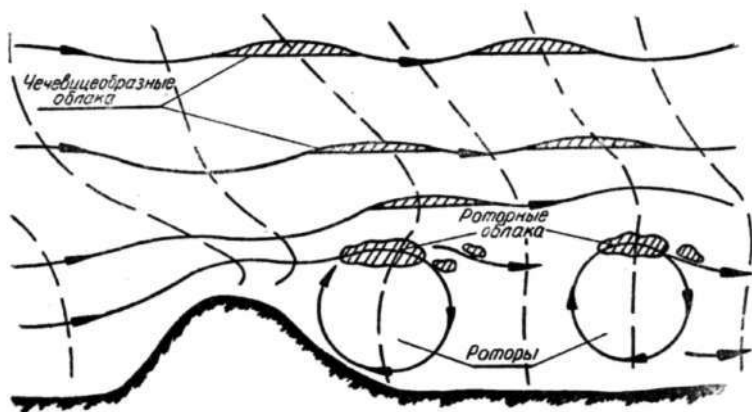


Рис. 31. Схема образования стационарных воздушных волн при обтекании горного хребта

ного хребта или примерно перпендикулярны направлению ветра (рис. 31).

На наветренной стороне ротора воздушный поток поднимается вверх со скоростью до  $10 \text{ м/сек}$ , а на подветренной опускается с той же скоростью.

Если полет в волне происходит очень спокойно, то полет через зону роторов (такой полет может быть при буксировке планера самолетом а волну) сопровождается интенсивной (как говорят, «жесточкой») болтанкой, при которой планер бросает в различных направлениях. Был случай, например, когда во время такой болтанки у планера вырвало буксировочный замок. В этих трудных условиях буксировочные полеты на волну производятся на короткой фале ( $15\text{--}20 \text{ м}$ )\* и требуют от планериста высокого мастерства, опыта и выдержки.

В верхних частях роторов образуются так называемые роторные облака, напоминающие по виду разорванно-кучевые облака. Высота роторов в  $1,5\text{--}2,0$  раза превышает высоту препятствия, создающего волну. Основания роторных облаков находятся «а высоте  $1\ 000\text{--}1\ 500 \text{ м}$  относительно подошвы горы.

При полетах на волну буксировщик доставляет планер в зону роторных движений воздуха. Затем планерист уже в свободном полете в поднимающейся стороне ротора парит до роторного облака и, взяв курс против ветра, выходит на волну.

Кроме стационарных волн, вызываемых наземными препятствиями, вынужденные колебательные движения воздушных масс могут возникнуть и над равнинной местностью. В

\* Чтобы уменьшить время между моментами входа самолета и планера в зону потока.

этом случае роль препятствия движению воздушных масс вдоль поверхности земли может сыграть холодный фронт.

Подвижные волны возникают на высоте 5—7 км перед холодным фронтом в том случае, когда теплый воздух, расположенный над клином холодного воздуха, движется в том же направлении, что и холодный фронт, но быстрее его (рис. 32). Образующиеся чечевицеобразные облака в этом случае перемещаются относительно поверхности земли со скоростью холодного фронта.

Описываемое волновое движение распространяется в значительном диапазоне высот от 2—3 до 9—11 км.

Полеты в таких подвижных предфронтальных волнах особых трудностей не вызывают и представляют большой интерес, так как условия полета позволяют перемещаться на большие высоты и большие расстояния.

Таким образом, волновые движения воздушных масс — интересное атмосферное явление, которое все чаще используется планеристами.

С точки зрения нагруженности планера, летящего в ста-

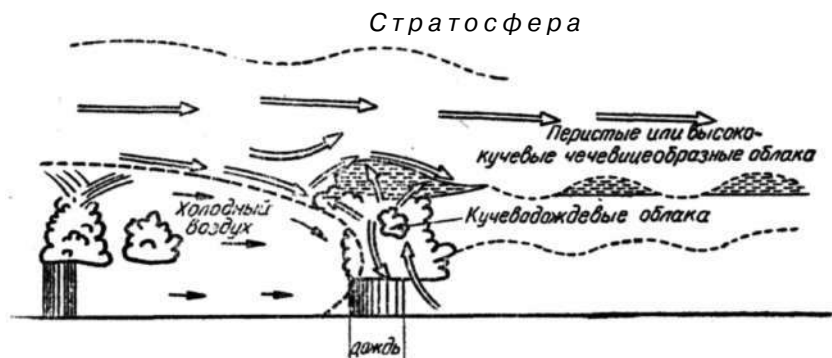


Рис. 32. Схема образования воздушных волн перед холодным фронтом

ционарной волне, полеты в таких условиях не представляют опасности, ибо внутри волны не наблюдается значительной турбулентности и частых смен направления движения воздушных масс. Границы воздушной волны бывают довольно размытыми, что препятствует созданию больших перегрузок при входе в волну и выходе из нее.

Однако при подходе к волне, если планер попадает в роторы, могут возникнуть значительные нагрузки, достаточные для поломки планера, не рассчитанного на полет при сильной турбулентности.

Поэтому, готовясь к полетам в стационарных волнах, сле-

дует правильно выбрать планер и маршрут полета, чтобы обеспечить максимальную безопасность полета при подходе к волне.

### 3. СТРУЙНЫЕ ТЕЧЕНИЯ

Наименее освоены и изучены в практических полетах так называемые струйные течения воздуха, наблюдающиеся в верхних слоях атмосферы. Струйными течениями были названы зоны очень больших скоростей ветра, обнаруженные в высоких слоях тропосферы. Измерение скоростей струйных течений показало, что скорости ветра в них достигают 200—300 км/час. В исключительных случаях скорость ветра превышала 400—500 км/час. При исследовании струйных течений было обнаружено, что они возникают в переходных зонах между холодными высотными циклонами высоких широт и теплыми антициклонами тропиков и субтропиков, т. е. между холодной массой воздуха с пониженным давлением и теплой массой воздуха с повышенным давлением.

Существующий барический градиент между циклоном и антициклоном еще более увеличивается из-за большого различия в температуре этих масс. А наличие горизонтального градиента температуры, как известно, приводит к появлению горизонтального барического градиента, направленного от теплой массы воздуха к более холодной, и к возникновению термического ветра, скорость которого возрастает с высотой.

Таким образом, в этих переходных зонах существуют значительные барические градиенты, вызывающие очень сильные ветры. Причем появление таких ветров обусловлено главным образом наличием больших горизонтальных градиентов температуры. Там, где они наблюдаются, всегда существуют обширные зоны сильных ветров, которые и были названы струйными течениями». Струйные течения направлены с запада на восток параллельно высотным изобарам в соответствии с теорией градиентного ветра.

За последнее время в нашей планерной литературе появились некоторые сведения об этих течениях, к сожалению, не всегда правильные. По некоторым из них струйное течение представляется в виде горизонтального вихря, на одной стороне которого находятся восходящие потоки, а на противоположной — нисходящие. Отсюда делается вывод о возможности парения в струйных течениях.

Однако многочисленные исследования не подтвердили вихревого строения струйных течений. Струйное течение мысленно можно представить в виде волнообразно изгибающейся вокруг земного шара «трубы», внутри которой заключены ветры с особо большими скоростями, направленными с запада на восток. Вдоль струи скорость ветра непостоянна: зо-

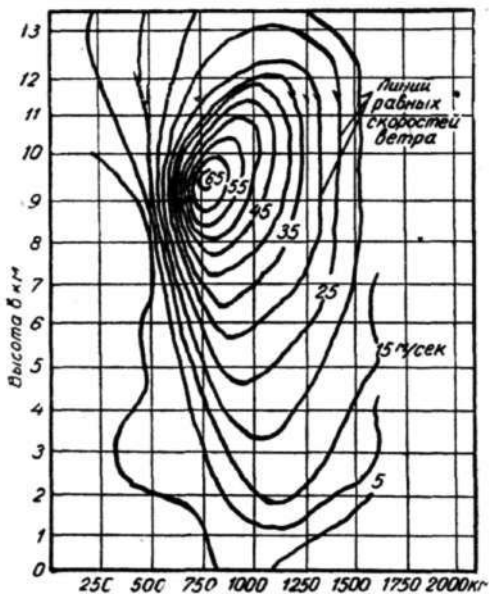


Рис. 33. Поперечный разрез струйного течения

ны с сильными ветрами сменяются зонами меньших скоростей ветра.

На рис. 33 дан поперечный разрез струи, построенный по фактическим данным. Как видим, струя имеет асимметричную форму. Самая большая скорость ветра наблюдается в центре струйного течения (на его оси). Вокруг оси струйного течения располагаются слои воздуха с меньшими скоростями. За внешнюю границу струйного течения принимают слой воздуха со скоростью 25 м/сек.

Длина струйного течения вдоль его оси составляет от 1 000 до 12 000 км. Ширина течения между слоями со скоростью 25 м/сек достигает 1 000 км, а толщина 6—10 км. Ось струйного течения обычно располагается на расстоянии 600—1 000 км впереди теплого фронта и на расстоянии 300—600 км позади холодного фронта, т. е. в холодной воздушной массе на высоте 9—12 км.

Из-за резкого изменения скоростей ветра по сечению струи, особенно по высоте, в струйных течениях наблюдается довольно интенсивная болтанка. Расчеты показывают, что большие градиенты изменения скоростей ветра по высоте струйного течения можно в принципе использовать для полета планера без потери высоты. Однако до тех пор, пока практически не будут предприняты попытки парить в струйных течениях, делать окончательные выводы преждевременно-

\* \*  
\*

Подводя итоги сказанному в настоящей главе, можно перечислить следующие возможные способы парения на планере:

— полеты в термических потоках;

- полеты в потоках обтекания;
- полеты в воздушных волнах;
- полеты в струйных течениях.

Применение всех этих способов парения связано с созданием перегрузок планера, происходящих как по причинам, зависящим от летчика (например, ввод планера в спираль), так и произвольным (вход и выход из потока, турбулентность). Естественно, что в разных случаях величины перегрузок будут различными.

Поэтому планеристу важно знать методы оценки возможных перегрузок планера, чтобы, сообразуясь с обстановкой, более или менее надежно предусмотреть, что ожидает планер в ближайшие минуты полета.



## Глава III

### ТУРБУЛЕНТНОСТЬ АТМОСФЕРЫ

Полет планера редко протекает в спокойном воздухе. Обычно планер под действием воздушных порывов то взмывает вверх, то кренится с крыла на крыло, то проваливается вниз на несколько десятков метров.

Неспокойное состояние атмосферы называется турбулентным. Турбулентность атмосферы вызывается целым рядом причин:

1) крупными вертикальными термическими потоками воздуха (рассмотренными в предыдущей главе) и мелкими неупорядоченными термическими потоками (термическая турбулентность);

2) возмущениями воздуха вследствие обтекания неровностей земли и различных препятствий (динамическая турбулентность);

3) неустойчивостью атмосферы, порождающей турбулентность, подобную термической турбулентности (такое состояние атмосферы возникает в холодных воздушных массах, имеющих возрастающий по высоте вертикальный температурный градиент);

4) трением, которое возникает в местах соприкосновения двух масс воздуха, обладающих различными скоростями.

В турбулентной атмосфере частицы воздуха беспорядочно перемещаются и образуют множество мелких вихрей. Из-за вихревых движений изменяется скорость ветра, ветер становится порывистым.

Степень порывистости, или, как ее называют, степень турбулентности, ветра обозначается буквой  $T$  и характеризуется отношением разности максимальной и минимальной скоростей ветра к его средней скорости:

$$T = \frac{V_{max} - V_{min}}{V_{cp}}. \quad (46)$$

Величина  $T$  колеблется в пределах от  $T=0$  до  $T=2$ . Значение  $T=0$  соответствует полному штилю или совершенно



ровному ветру ( $V_{max} = V_{min}$ ). Значение  $T=2$  соответствует изменению скорости ветра от нуля до  $V_{max}$ , т. е. в этом случае разность, стоящая в числителе формулы (48), равна  $V_{max}$ , а средняя скорость ветра равна  $\frac{V_{max}}{2}$ .

Степень турбулентности  $T$  увеличивается с увеличением скорости ветра. Обычно наиболее сильные ветры имеют и наибольшую степень турбулентности.

Сама степень турбулентности еще не определяет величины нагрузок на конструкцию планера. Она определяет только характер их изменения. Величины же нагрузок будут зависеть не только от степени турбулентности, но и от средней скорости ветра. Чем больше степень турбулентности и сильнее ветер, тем большие нагрузки конструкции будут возникать при порывах ветра. Крыло и другие части планера под действием порывов будут все время колебаться, детали конструкции будут периодически деформироваться. В трещинах и острых углах деталей, где и без того имеются повышенные напряжения, последние периодически возрастают и постепенно приводят к усталостным разрушениям.

Даже мелкие трещины могут со временем вызвать разрушение конструкции, поэтому они совершенно недопустимы в силовых элементах планера.

В полете турбулентность воздуха ощущается в виде болтанки различной силы. Слабая турбулентность воздуха имеет место при полетах на высотах 300—600 м над небольшими препятствиями в виде склонов, холмов, берегов рек, опушек лесов. В этих случаях болтанка чаще всего наблюдается при направлении ветра, перпендикулярном препятствию. Если ветер дует вдоль препятствия, болтанки может и не быть.

Больше всего планеристам знакома термическая турбулентность, которая особенно заметна в полете на буксире за самолетом. Чем мощнее восходящие потоки, тем сильнее болтанка и труднее, напряженнее буксировочный полет. Имели место случаи, когда даже опытные спортсмены не выдерживали болтанки и отцеплялись от буксировщика. В свободном полете над равнинной местностью турбулентность менее заметна и обычно не вызывает затруднений в пилотировании.

При полете в облаках турбулентность значительно затрудняет пилотирование планера и требует специальной тренировки. Внутри кучевых облаков болтанка может быть различной, от почти незаметной в плоских кучевых облаках до «жесткой» в мощных кучевых облаках. Сильнейшая турбулентность создается в грозовых облаках мощными восходящими и нисходящими потоками, действующими на небольших расстояниях друг от друга.

Менее интенсивна турбулентность в струйных течениях, на границе двух различных по свойствам воздушных масс и

внутри холодных масс с большим температурным градиентом.

Чрезвычайно сильная болтанка встречается при полете через зону роторов во время действия стационарных воздушных волн в горных районах (как уже говорилось в предыдущей главе).

Влияние турбулентности на прочность конструкции планера оценивается по создаваемым ею перегрузкам. Эти перегрузки зависят от скорости полета, веса планера, несущих свойств и площади крыла, скорости вертикальных потоков воздуха. Планерист, выполняющий парящий полет, должен уметь оценивать турбулентность атмосферы и интенсивность вертикальных потоков. Режим полета планера должен выбираться в соответствии с атмосферными условиями, о чем будет рассказано в последующих главах.

---

## Глава IV

### ПЕРЕГРУЗКА И СКОРОСТНОЙ НАПОР В РАЗЛИЧНЫХ УСЛОВИЯХ ПОЛЕТА

#### 1. ПЕРЕГРУЗКА ПЛАНЕРА

##### а) Перегрузка и ее ощущение планеристом в полете

При рассмотрении в главе I сил, действующих на планер в полете, мы уже пользовались понятием «перегрузка». Точнее, мы находили там одну из составляющих перегрузки — вертикальную, определяя ее как отношение подъемной силы к весу планера.

В общем случае перегрузкой называется отношение полной аэродинамической силы  $R$  к весу планера. В полную силу  $R$  будут, кроме подъемной силы, входить сила лобового сопротивления  $Q$ , сила тяги троса при буксирном полете и т. д., иными словами, все силы, за исключением силы веса. Полная перегрузка обозначается буквой  $n$  и в соответствии с приведенными определениями выражается формулой:

$$n = \frac{R}{G}, \quad (47)$$

где  $R$  — полная аэродинамическая сила;  
 $G$  — вес планера.

Внешние силы, действующие на планер, непрерывно меняются вследствие изменения условий и режимов полета. Так, силы, действующие на планер в установившемся прямолинейном планировании, могут смениться силами, которые возникают при выполнении спирали; силы, соответствующие полету на какой-либо скорости, изменятся с ее изменением при торможении или разгоне; при входе планера в вертикальный поток или при выходе из него силы также будут меняться и т. д.

В соответствии с изменением внешних сил будет изменяться и перегрузка. Перегрузка обусловлена силой  $R$ , и так же, как и эта сила, она является величиной направленной, или, как принято говорить, векторной\*.

---

\* Векторной величиной в механике называется величина, характеризующаяся числовым значением и направлением, в отличие от скалярной величины, характеризующейся только числовым значением. Примерами векторных величин являются сила, скорость, ускорение. (Примерами скалярных величин — плотность и температура вещества.

Как мы увидим дальше, при определении нагрузок планера важна не только сама величина полной аэродинамической силы, но и ее отношение к весу планера — перегрузка. В то же время для планера с заданным весом перегрузка

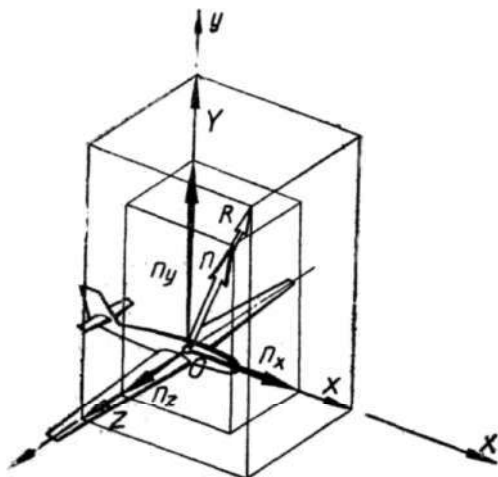


Рис. 34. Разложение перегрузки на составляющие по координатным осям

определяет величину и направление внешних сил, т. е. является исчерпывающей характеристикой нагруженности конструкции планера.

На практике удобно рассматривать не полную перегруз-

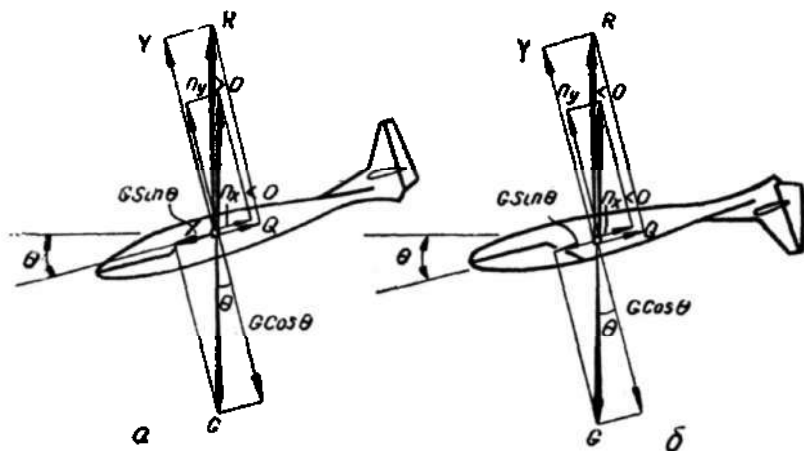


Рис. 35. Перегрузки планера в прямолинейном полете: а — нормальный полет; б — перевернутый полет

ку, а ее составляющие по координатным осям: продольной оси  $Ox$ , вертикальной оси  $Oy$  и поперечной оси  $Oz$  (рис. 34).

Составляющая перегрузки, действующая по продольной оси (вдоль скорости полета), называется продольной перегрузкой и обозначается  $n_x$ . Она считается положительной при направлении вперед и отрицательной при направлении назад. В планирующем полете единственной силой, действующей по продольной оси  $Ox$ , является сила лобового сопротивления  $Q$ , всегда направленная против движения планера, поэтому перегрузка  $n_x$  в планирующем полете будет всегда отрицательной (рис. 35).

Составляющая полной перегрузки, направленная по вертикальной оси  $Oy$ , называется вертикальной перегрузкой и обозначается  $n_y$ . Она считается положительной при направлении вверх (по отношению к планеру) и отрицательной при противоположном направлении.

В нормальном планирующем полете перегрузка  $n_y$  будет положительной (рис. 35,а). В перевернутом планирующем полете перегрузка  $n_y$  будет отрицательной, так как хотя она по отношению к земле направлена вверх, но по отношению к планеру — «вниз» (рис. 35,б). В верхней точке петли (рис. 36) перегрузка  $n_y$  будет положительной: она направлена по отношению к земле вниз, но по отношению к плане»

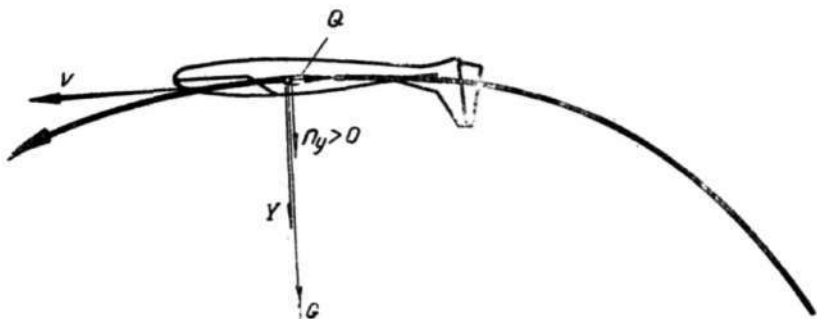


Рис. 36. Перегрузка  $n_y$  в верхней точке петли

ру «вверх». При резком переходе из горизонтального полета в пикирование, когда подъемная сила направлена вниз и по отношению к земле и по отношению к планеру, перегрузка  $n_y$  будет отрицательной (рис. 37).

Составляющая общей перегрузки, направленная по поперечной оси  $Oz$ , называется боковой перегрузкой и обозначается  $n_z$ . Боковая перегрузка считается положительной при направлении вправо от летчика и отрицательной при направлении влево. Например, при резкой даче левой ноги планер повернется влево, в результате чего появится боковая

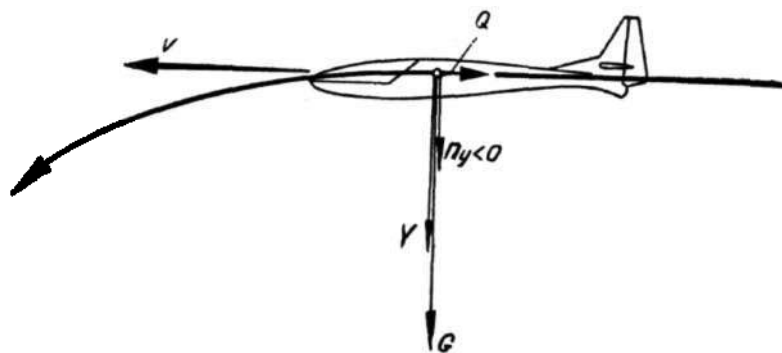


Рис. 37. Перегрузка  $n_y$  при резком переходе из горизонтального полета в пикирование

сила  $Z$ , направленная также влево, и возникнет отрицательная перегрузка  $n_z$  (рис. 38).

Продольная перегрузка  $n_x$  и боковая перегрузка  $n_z$  в прыщем полете бывают небольшими, обычно меньше единицы, и не играют существенной роли при расчете прочности планера. Наоборот, перегрузка  $n_y$  может изменяться в очень широких пределах, от отрицательных значений порядка 5—6 до положительных порядка 7—8. Это значит, что подъемная сила в полете может быть в 5—8 раз больше веса планера и направлена как вверх, так и вниз.

Нагрузки на элементы конструкции планера зависят главным образом от вертикальной перегрузки  $n_y$ . Поэтому там, где это не вносит путаницы, вертикальную перегрузку

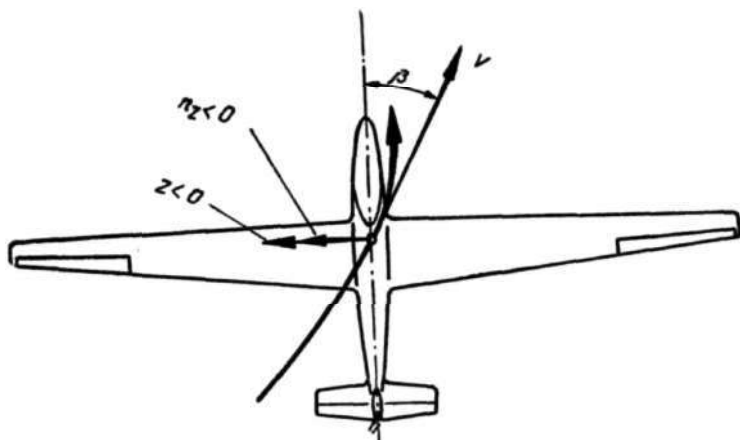


Рис. 38. Возникновение отрицательной перегрузки  $n_z$  при резкой даче левой ногой

часто называют просто перегрузкой, что мы также будем делать в дальнейшем.

Рассмотрим теперь воздействие перегрузки на планериста и на предметы, находящиеся на планере.

Мы уже говорили в главе I, что резкое отклонение ручки управления на себя приводит к увеличению подъемной силы и вертикальной перегрузки:

$$n_y = \frac{Y}{G}. \quad (48)$$

По второму закону механики ускорение тела в каком-либо направлении равно сумме действующих в этом направлении сил, деленной на массу тела. После взятия планеристом в горизонтальном полете ручки управления на себя сумма сил, действующих на планер по вертикали, будет равна  $Y - G$ , а ускорение в вертикальном направлении

$$w_y = \frac{Y - G}{m}, \quad (49)$$

где  $m$  — масса планера, равная, как известно, весу, деленному на ускорение свободного падения:  $g = 9,81 \text{ м/сек}^2$ , т. е.

$$m = \frac{G}{g}. \quad (50)$$

Подставив в формулу (49) выражение для  $m$  по формуле (50), получим:

$$w_y = g \frac{Y - G}{G} = g \left( \frac{Y}{G} - 1 \right). \quad (51)$$

Отношение  $\frac{Y}{G}$  по определению равно вертикальной перегрузке планера  $n_y$ , поэтому можно написать:

$$w_y = g(n_y - 1). \quad (52)$$

Из формулы (52) видно, что ускорение планера прямо связано с перегрузкой: чем больше перегрузка, тем больше ускорение.

Наличие ускорения  $w_y$ , перпендикулярного скорости полета планера, свидетельствует о том, что траектория полета планера искривляется.

Планерист, находясь в планере и будучи связан с ним, должен приобрести такое же ускорение, как и планер. Ускорение планериста может возникнуть только под действием приложенных к нему сил. Таких сил две: сила веса планериста и сила реакции со стороны планера, передающаяся через сиденье и привязные ремни. Если обозначить массу и вес планериста через  $m_n$  и  $G_n$ , а силу реакции через  $N$ , то можно записать:

$$N - G_n = m_n w_y. \quad (53)$$

Ускорение  $w_y$ , одинаковое для планера и планериста, определяется формулой (52). Подставив ее в формулу (53) и

выразив массу планериста через его вес по формуле, аналогичной (50), получим:

$$N - G_n = \frac{G_n}{g} g(n_y - 1) = G_n(n_y - 1). \quad (54)$$

Наконец, раскрывая в правой части скобки, перенеся слагаемое  $G_n$  из левой части в правую и произведя сокращение, найдем, что сила реакции, действующая на планериста со стороны планера, равна:

$$N = G_n \cdot n_y. \quad (55)$$

По третьему закону механики действие равно противодействию, поэтому и планерист будет воздействовать на конструкцию планера с силой  $G_n n_y$ .

Мы получаем таким образом очень важный вывод: сила реакции, действующая на планериста со стороны планера, и сила, определяющая воздействие планериста на планер, равны по величине весу планериста, умноженному на перегрузку.

При полете с перегрузкой вес планериста как бы увеличивается в  $n_y$  раз. Это увеличение веса образно можно объяснить тем, что планер, приобретя ускорение  $\omega_y$ , начинает двигаться по криволинейной траектории и центробежная сила, являющаяся силой инерции, в дополнение к силе веса прижимает планериста к сиденью (рис. 39,а).

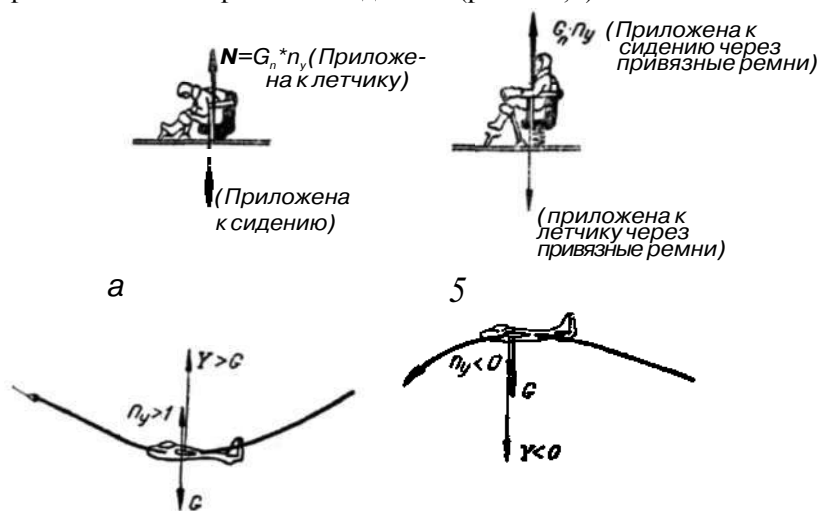


Рис. 39. Действие на планериста вертикальной перегрузки  $n_y > 1$ : а — при положительной перегрузке  $n_y > 1$  траектория планера искривляется вверх и центробежная сила вместе с силой веса отбрасывает планериста вниз. Сиденье, препятствуя этому, давит на него вверх; б — при отрицательной перегрузке  $n_y < 0$  траектория планера искривляется вниз и центробежная сила, превышающая силу веса, отбрасывает планериста вверх. Привязные ремни, препятствуя этому, дают на него вниз



При перегрузке  $n_y < 1$  (подъемная сила  $Y < G$ ) траектория планера будет искривляться вниз и центробежная сила начнет действовать в направлении, противоположном направлению силы веса, т. е. будет отрывать планериста от сиденья. Однако ее величина при положительной перегрузке меньше веса планериста. Планерист не будет отрываться от сиденья, а только ощутит уменьшение своего веса.

При отрицательной перегрузке  $n_y < 0$  (подъемная сила  $Y$  направлена вниз) центробежная сила, направленная вверх, становится больше веса, и планерист, если он не привязан ремнями, под ее воздействием взлетит вверх (рис. 39,6).

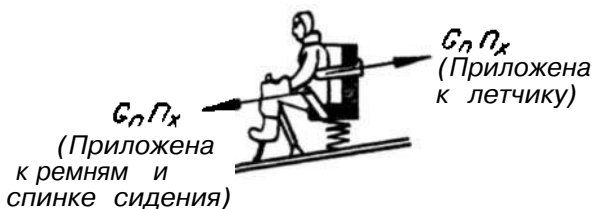
Полученные нами выводы относятся к частному случаю резкого взятия ручки управления на себя в полете, близком к горизонтальному. Однако можно показать, что они справедливы в самом общем случае, т. е. сила, действующая на планериста со стороны планера, равна весу планериста, умноженному на перегрузку, и направлена в сторону действия перегрузки, а сила воздействия планериста на планер, являющаяся суммой сил веса и инерции, равна ей по величине, но направлена противоположно перегрузке.

В случае прямолинейного планирующего полета (см. рис. 35), как мы говорили выше, перегрузка  $n_x$  отрицательна (направлена назад). На планериста в этом случае со стороны планера будет действовать сила реакции  $G_n n_x$ , направленная против движения, иными словами, он будет съезжать с сиденья вперед, а привязные ремни будут препятствовать этому (рис. 40).

При отклонении планеристом руля направления вправо и положительной перегрузке  $n_z$  на планериста будет слева направо действовать сила давления левого борта планера, равная  $G_n n_z$ , а сам он будет давить на левый борт с равной по величине, но противоположной по направлению силой инерции (рис. 41,а). При отклонении руля направления влево картина будет обратной (рис. 41,б).

В установившемся нормальном прямолинейном полете перегрузка  $n_y$  близка к единице (точнее,  $n_y = \cos\theta$ ) и на планериста со стороны сиденья действует снизу вверх сила реакции, близкая к его весу (равная  $G_n \cos\theta$ ). Сам он давит на сиденье с такой же силой. Ощущение планериста в этом случае будет таким же, как обычно у сидящего человека.

Если перегрузка  $n_y$  станет равной 2—3, то это будет соответствовать как бы увеличению веса планериста в 2—3 раза. Спортсмен при этом ощутит, что он вдавливается в сиденье, руки его становятся тяжелыми и их трудно поднимать. Никаких болезненных ощущений при такой перегрузке не возникает. Более того, перегрузку порядка 2 по общему ощущению иногда можно и не заметить.



$$n_x = S \sin \theta$$

$$\theta < 0$$



Рис. 40. Действие на планериста продольной перегрузки  $n_x$ . При отрицательной перегрузке  $n_x < 0$  планерист съезжает с сиденья вперед. Привязные ремни, препятствуя этому, дают на него назад

При перегрузке  $n_y$ , равной 4—5, планерист ощущает сильное давление сверху вниз, кровь отливает от головы, двинуть рукой или ногой становится трудно.

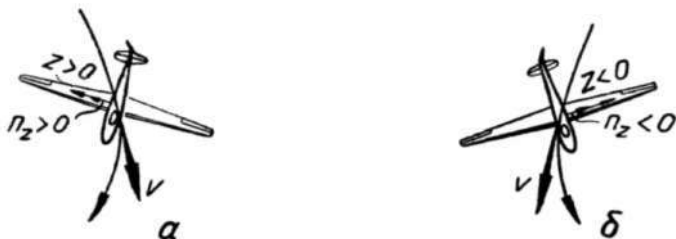
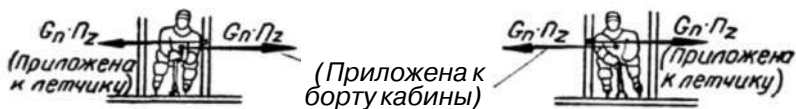


Рис. 41. Действие на планериста боковой перегрузки  $n_z$ : *a* — при положительной перегрузке  $n_z > 0$  планерист под действием центробежной силы отклоняется влево. Борт планера, препятствуя этому, давит на него слева направо; *б* — при отрицательной перегрузке  $n_z < 0$  планерист под действием центробежной силы отклоняется вправо. Борт планера, препятствуя этому, давит на него справа налево

При  $n_y = 6-8$  может наступить временная потеря зрения, появляются болевые ощущения и чувство тяжести во всем теле.

Если перегрузку  $n_y$  уменьшать до значений, меньших единицы, то при  $n_y = 0$  в соответствии с формулой (55) на планериста по вертикали не будет действовать никаких сил и он почувствует своя в состоянии невесомости: сила его веса уравновесится противоположно действующей центробежной силой. Не закрепленные в кабине предметы не упадут на пол, а будут «плавать» по кабине.

При отрицательных перегрузках  $n_y$  на планериста, как уже говорилось, будет действовать со стороны привязных ремней сила, направленная сверху вниз, так как он будет стремиться оторваться от сиденья и взлететь кверху. Если при этом спортсмен плохо закреплен ремнями, он может удариться головой о фонарь кабины. Не закрепленные в кабине предметы и пыль при отрицательных перегрузках летят вверх.

На планерах обычно не ставят прибора для измерения перегрузки, называемого акселерометром. Поэтому перегрузку  $n_y$  планерист в полете должен контролировать по ощущению.

Действие перегрузки будет, естественно, распространяться не только на планериста, но и на все предметы, находящиеся на планере, а также на все части планера. Так, если, например, на планере устанавливается какой-либо регистрирующий прибор, то прочность креплений должна рассчитываться не на действительный, а на пяти-шестикратный его вес.

Точно так же при расчете прочности крепления фюзеляжа к крылу, если перегрузка  $n_y = 5$  принимается за расчетную, то рассматривается пятикратный вес фюзеляжа.

## **б) Максимально допустимая эксплуатационная перегрузка**

Нагрузки на конструкцию планера заданного веса, как следует из изложенного выше, полностью определяются величиной и направлением перегрузки. Ведь, с одной стороны, перегрузка является мерой аэродинамических сил, а с другой — она определяет величину массовых сил, т. е. сумму сил веса и инерции.

Составляющие перегрузки  $n_x$  и  $n_z$  невелики и в дальнейшем при рассмотрении вопросов прочности мы их в большинстве случаев принимать во внимание не будем, а будем рассматривать только вертикальную составляющую перегрузки  $n_y$ .

Очевидно, чем больше  $n_y$ , тем больше подъемная сила крыла, больше «увеличение» веса частей планера и больше нагрузки, действующие на планер.

Планер не является беспредельно прочным, и безопас-

ной для него является только определенная перегрузка, не превышающая некоторой предельной величины. Эта наибольшая допустимая для планера величина перегрузки называется предельно допустимой эксплуатационной перегрузкой данного планера и обозначается  $n^3_{ymax}$ . Величина предельно допустимой перегрузки выбирается при конструировании планера в зависимости от его назначения. Например, для рекордного планера-парителя А-15  $n^3_{ymax} = 6$ , для пилотажного планера А-13  $n^3_{ymax} = 8$ . Для учебных планеров  $n^3_{ymax} = 3-5$ .

Предельно допустимая перегрузка  $n^3_{ymax}$  соответствует нагружению планера подъемной силой вверх.

При отрицательной перегрузке крыло и другие части планера будут нагружаться в противоположном направлении. В соответствии с этим устанавливается предельно допустимая эксплуатационная величина перегрузки при нагружении крыла планера аэродинамическими силами вниз, обозначаемая  $n^3_{ymin}$ . Обычно прочность крыла при нагружении его вниз делается меньшей, чем при нагружении вверх, вследствие чего и  $n^3_{ymin}$  по абсолютной величине бывает меньше, чем  $n^3_{ymax}$ . Так, для учебных планеров  $n^3_{ymin}$  лежит в пределах от  $-1$  до  $-3$ , для планера-парителя А-15  $n^3_{ymin} = -3$ . Только для пилотажных планеров, на которых предусматривается выполнение фигур в перевернутом полете, перегрузку  $n^3_{ymin}$  делают по абсолютной величине близкой к  $n^3_{ymax}$ . Например, для планера А-13  $n^3_{ymin} = -6$  (при  $n^3_{ymax} = 8$ ).

Если перегрузку в полете увеличивать выше  $n^3_{ymax}$  или допускать большей по абсолютной величине, чем  $n^3_{ymin}$ , то в конце концов наступит разрушение конструкции планера. Это значение называется разрушающей, или расчетной, перегрузкой и обозначается  $n^p_y$ .

Число, показывающее, во сколько раз разрушающая перегрузка  $n^p_y$  больше максимально допустимой эксплуатационной, называется коэффициентом запаса прочности, или коэффициентом безопасности, и обозначается буквой  $f$ :

$$f = \frac{n^p_y}{n^3_{ymax}}. \quad (56)$$

Величина коэффициента безопасности для планера принимается равной 1,5–2. Подробнее о коэффициенте безопасности будет рассказано в следующей главе.

## 2. СКОРОСТНОЙ НАПОР

### а) Скоростной напор и его влияние на нагрузки частей планера

Скоростным напором называется прирост давления, возникающий при полном торможении движущегося воздуха. Из аэродинамики известно, что если в струйке воздуха, дви-

жушейся со скоростью  $V$ , давление равно  $p$ , а плотность  $\rho$ , то при полном торможении (остановке) струйки давление в ней возрастет до значения  $p_0$ , определяемого формулой:

$$p_0 = p + \frac{\rho V^2}{2}. \quad (57)$$

В случае обтекания плоской пластинки, поставленной перпендикулярно потоку, полное торможение получается в ее центре (рис. 42).

Прирост давления, вызванный торможением струйки, или скоростной напор, как видно из формулы (57), равен  $\frac{\rho V^2}{2}$ . Он обозначается буквой  $q$ :

$$q = \frac{\rho V^2}{2}. \quad (58)$$

Значение  $p_0$ , таким образом, выразится в виде:

$$p_0 = p + q. \quad (59)$$

Давление  $p$  в струйке до ее торможения, в отличие от полного давления, называют статическим.

Если рассматривать не движение струйки воздуха по отношению к неподвижному предмету, а движение самого предмета (например, планера) по отношению к неподвижному воздуху, то картина останется аналогичной. Статическое давление  $p$  будет в этом случае равно атмосферному давлению,  $\rho$  — плотности воздуха на высоте полета, а  $V$  — скорости полета планера. Сравнивая приведенные в главе I формулы (5) и (6) для подъемной силы  $Y$  и лобового сопротивления  $Q$  с формулой (58),

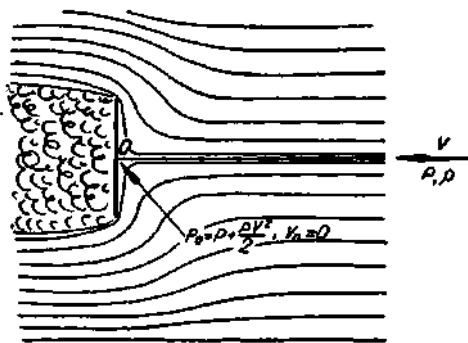


Рис. 42. Повышение давления при торможении струйки движущегося воздуха в случае обтекания препятствия (пластинки)

нетрудно увидеть, что аэродинамические силы, действующие на планер, зависят не от самой скорости полета, а от скооостного напора. Заменяв в этих формулах выражение  $\frac{\rho V^2}{2}$  буквой  $q$ , напишем:

$$Y = c_y S q. \quad (60)$$

$$Q = c_x S q. \quad (61)$$

При заданном угле атаки (определенных значениях  $c_y$  и  $c_x$ ) величина аэродинамических сил зависит только от скоростного напора. От него же зависит величина местного давления на крыле. Как известно, аэродинамические силы, действующие на тело, находящееся в движущемся потоке возду-

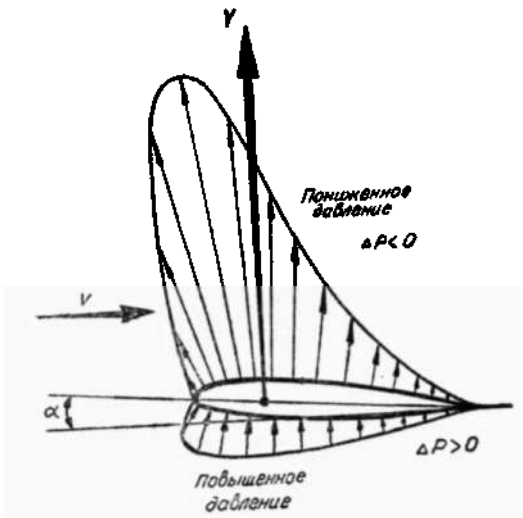


Рис. 43. Возникновение подъемной силы крыла вследствие разрежения на верхней поверхности ( $\Delta p < 0$ ) и подпора на нижней поверхности ( $\Delta p > 0$ )

ха, возникают вследствие того, что давление воздуха при обтекании им тела отличается от атмосферного. Например, на верхней поверхности крыла при положительных углах атаки давление получается меньше атмосферного (разрежение), а

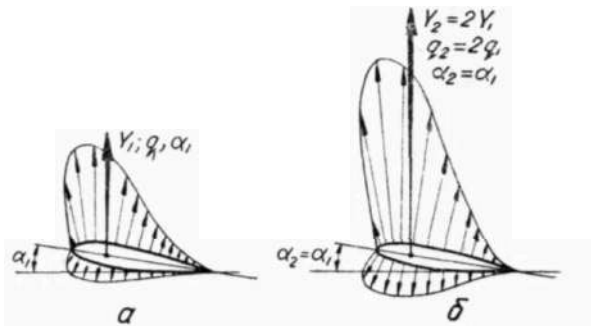


Рис. 44. Возрастание избыточного давления и подъемной силы на крыле при неизменном угле атаки и увеличении скоростного напора в два раза. Характер распределения давления по крылу не меняется, а избыточное давление и подъемная сила возрастают в два раза

на нижней поверхности — больше атмосферного (подпор). В результате такого распределения давления возникает подъемная сила крыла. Разность местного и атмосферного да-

ления обозначается  $\Delta p$  и считается положительной в случае повышенного давления и отрицательной в случае пониженного (рис. 43). Характер распределения давления по поверхности крыла меняется в зависимости от изменения угла атаки. При заданном угле атаки характер распределения давления с изменением скоростного напора не меняется, но величина избыточного давления в каждой точке поверхности меняется во столько раз, во сколько изменился скоростной напор. Например, при увеличении скоростного напора в 2 раза избыточное давление во всех точках поверхности крыла увеличится также в 2 раза (рис. 44). Очевидно, при увеличении разрежения обшивка крыла будет с большей силой отрываться от каркаса, а при увеличении давления с большей силой прижиматься к нему. Поэтому местная прочность конструкции крыла должна быть рассчитана на те величины скоростного напора, которые планер будет встречать в полете.

Увеличение скоростного напора, кроме увеличения местных нагрузок по поверхности планера, приводит также и к увеличению нагрузки на горизонтальное оперение и фюзеляж. В главе I было показано, что на оперение в установившемся полете действует уравнивающая нагрузка, определяемая формулой (44). Моменты, так же как и силы, пропорциональны скоростному напору. Поэтому при увеличении скоростного напора и при прочих неизменных условиях момент  $M_{z, \text{б.т.о}}$  и уравнивающая нагрузка горизонтального оперения  $Y_{\text{т.о}}$  будут возрастать пропорционально  $q = \frac{\rho V^2}{2}$ , а так как оперение укреплено на фюзеляже, то и нагрузки на фюзеляж возрастут.

## б) Флаттер и реверс элеронов

При чрезмерном увеличении скоростного напора или недостаточной жесткости конструкции могут иметь место два явления, характерные для полета на больших скоростях: флаттер и реверс элеронов.

Первое из них — флаттер — представляет собой колебания конструкции, возрастающие за счет энергии набегающего потока. Обычно размах (амплитуда) этих колебаний увеличивается настолько интенсивно, что при возникновении флаттера планер разрушается. Существуют различные формы флаттера: изгибно-крутильный и изгибно-элеронный флаттер крыла, изгибно-рулевой и крутильно-рулевой флаттер оперения и др.

Для представления сущности флаттера рассмотрим в качестве примера изгибно-элеронный флаттер крыла.

Предположим, что при полете на большой скорости крыло вследствие случайного возмущения, например попадания

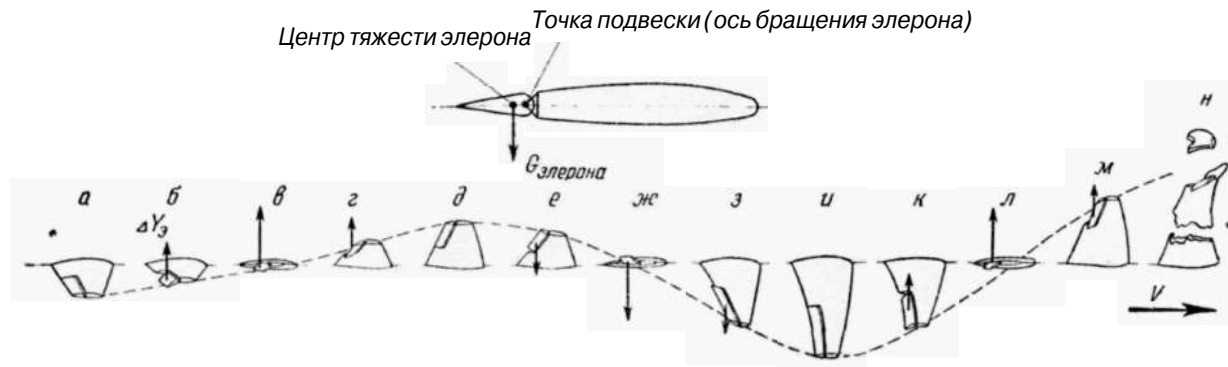


Рис. 45. Возникновение изгибно-элеронного флаттера крыла при расположении центра тяжести элерона позади оси вращения



планера в нисходящий поток, несколько изогнулось вниз (рис. 45, *а*). После того как возмущение пропало, крыло под действием сил упругости начнет двигаться с ускорением к своему исходному равновесному состоянию.

При этом элерон, если его центр тяжести находится позади оси вращения, будет вследствие инерции отставать от крыла и, сжав или растянув проводку управления, отклонится вниз (рис. 45, *б, в*). Отклонение элерона вниз приведет к появлению аэродинамической силы, направленной вверх, т. е. в сторону движения крыла. Когда крыло, двигаясь по инерции, перейдет за исходное равновесное положение, силы упругости начнут тормозить его, оно будет двигаться замедленно и элерон постепенно начнет его догонять, а в самом верхнем положении крыла установится приблизительно нейтрально (рис. 45, *г, д*). Из крайнего верхнего положения крыло под действием сил упругости в его конструкции опять ускоренно устремится к исходному равновесному положению (вниз). Элерон, отставая вследствие инерции, окажется отклоненным вверх, что приведет к появлению дополнительной аэродинамической силы, направленной вниз, т. е. опять в сторону движения крыла (рис. 45, *е, ж*). Дойдя до среднего положения, крыло по инерции опять пройдет вниз, и весь процесс повторится снова (рис. 45, *з, и, к, л*).

Как видим, при колебаниях сила, возникающая на элероне, появляется «в такт» с колебаниями крыла и всегда направлена так, чтобы эти колебания усилить. Чем больше скоростной напор, тем большая сила возникает при отклонении элерона и тем сильнее она раскачивает крыло. Правда, кроме возмущающей силы от элерона, существуют еще и другие, так называемые демпфирующие силы, препятствующие колебаниям. Однако при увеличении скоростного напора разбалтывающее действие элерона увеличивается быстрее, чем растут демпфирующие силы, и, начиная с некоторого значения скоростного напора, действие элерона начинает преобладать. В этом случае при малейшем возмущении крыло начинает колебаться все сильнее и сильнее, пока не разламывается на куски (рис. 45, *м, к*). Эффект флаттерного разрушения конструкции по силе и кратковременности напминает взрыв.

Скорость, на которой возникают нарастающие колебания, называется критической скоростью флаттера.

Все другие формы флаттера аналогичны описанной. Так, при изгибно-крутильном флаттере крыла оно при колебаниях закручивается таким образом, что прирост подъемной силы вследствие закрученности усиливает колебания.

Если для устранения одной из форм флаттера (например, изгибно-элеронного) приняты специальные меры, о которых

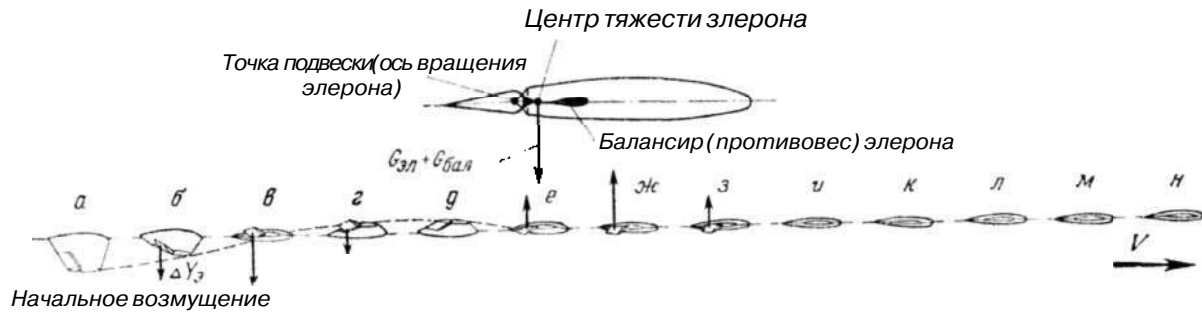


Рис. 46. Борьба с изгибно-элеронным флаттером крыла путем установки балансиров, смещающих центр тяжести элерона вперед

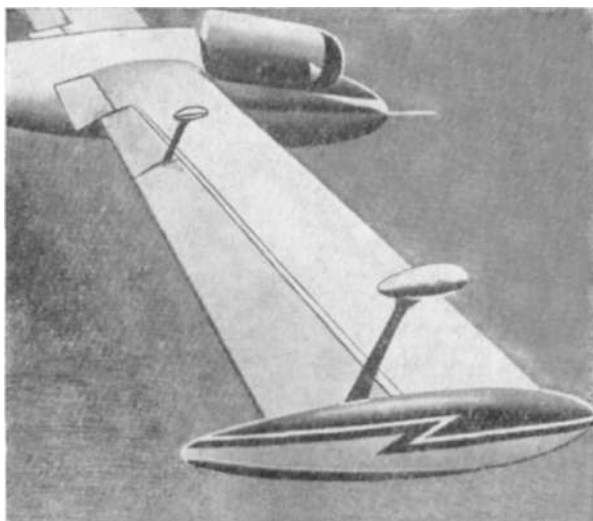


Рис. 47. Протавофлаттерные балансиры элеронов, применявшиеся на одном из первых вариантов планера А-15

будет сказано ниже, то необходимо еще убедиться в отсутствии других форм флаттера (например, изгибно-крутильного).

Колебания типа флаттера происходят при недостаточной жесткости конструкции, поэтому одной из мер повышения критической скорости флаттера является увеличение жесткости, в частности для крыла — жесткости на кручение.

Другой способ борьбы с флаттером заключается в смещении вперед центра тяжести вибрирующих частей планера. Действительно, как мы видели при рассмотрении изгибно-элеронного флаттера, отклонение элерона вниз при ускоренном движении крыла вверх происходит потому, что центр тяжести элерона по инерции остается сзади (см. рис. 45, *а, б, в*). Если путем установки специальных грузов (балансиры) сместить центр тяжести элерона вперед так, чтобы он находился перед осью вращения, то элерон при колебаниях будет отклоняться в направлении движения крыла (рис. 46, *а, б, в*). При этом будет появляться сила, направленная против движения, и, следовательно, не усиливающая, а гасящая колебания (рис. 46, *а, б, в, г, д*). Изгибно-элеронный флаттер станет невозможным (рис. 46, *е-н*). Для устранения рулевых форм флаттера на многих планерах применяется весовая балансировка элеронов, руля высоты и руля направления-, смещающая центр тяжести этих поверхностей вперед. Например, на рис. 47 показаны вынесенные в поток балансиры элеронов.

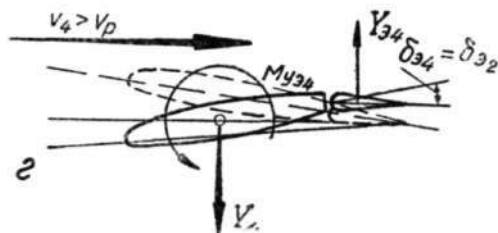
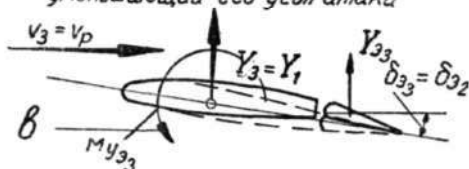
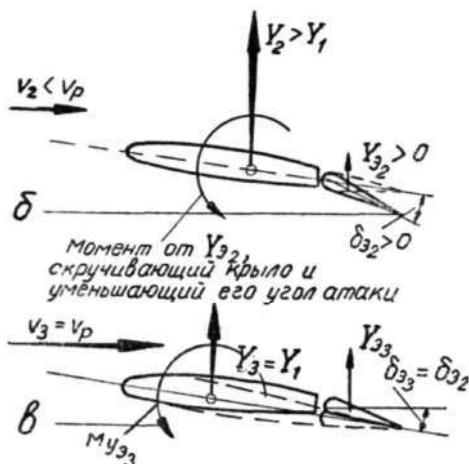
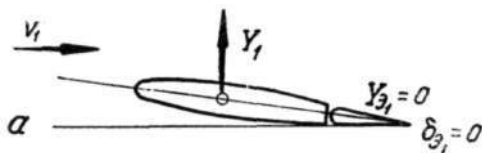


Рис. 48. К объяснению реверса элеронов: *a* — элероны не отклонены (подъемная сила  $Y_1$ ); *b* — отклонение элерона вниз на скорости, меньшей скорости реверса, приводит только к незначительному уменьшению угла атаки крыла и в целом к возрастанию подъемной силы ( $Y_2 > Y_1$ ); *v* — отклонение элерона вниз на скорости, равной скорости реверса, приводит к такому уменьшению угла атаки крыла, что подъемная сила не возрастает ( $Y_3 = Y_1$ ); *z* — отклонение элерона на скорости, большей скорости реверса, приводит к большему уменьшению угла атаки крыла и к падению подъемной силы ( $Y_4$  — отрицательна)

применявшиеся на одном из первых вариантов планера А-15 (впоследствии для улучшения аэродинамической формы планера они были перенесены внутрь крыла).

Из сказанного ясно, что весовая балансировка рулевых поверхностей играет огромную роль в предупреждении флаттера. Поэтому на тех планерах, где она применяется, нельзя ни в коем случае снимать балансиры, а в случае их повреждения или потери нельзя выпускать планер в полет. Это может привести к тому, что даже на разрешенных скоростях полета наступит флаттер.

Кроме весовой балансировки, существуют и другие способы повышения критической скорости флаттера.

Ко всем противофлаттерным устройствам на планере следует относиться с особым вниманием и тщательно следить

## Вид Планера спереди

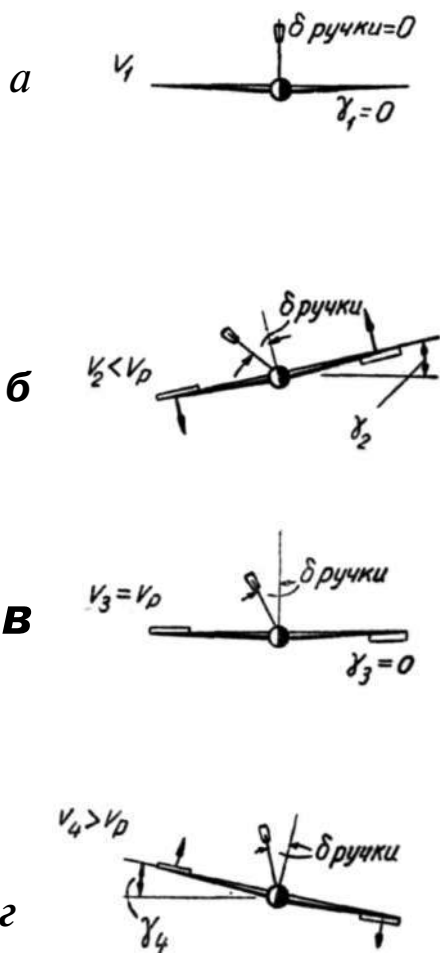


Рис. 49. Действие элеронов при различных скоростях полета: *a* — элероны не отклонены; *б* — нормальное действие элеронов на скоростях, меньших скорости реверса  $V_p$ : отклонение ручки управления вправо приводит к возникновению правого крена; *в* — потеря эффективности элеронов на скорости, равной скорости реверса  $V_p$ : отклонение ручки управления не приводит к возникновению крена; *г* — обратное действие элеронов на скоростях, больших скорости реверса  $V_p$ : отклонение ручки управления вправо приводит к возникновению левого крена

за их исправностью, помня, что если флаттер в полете начался, то остановить его бывает почти невозможно и кончается он, как правило, поломкой планера. Сделать же конструкцию планера настолько прочной, чтобы она могла выдержать нагрузки при флаттере, практически невозможно, да и не нужно, так как путем введения весовой балансировки (или других проттивофлаттерных устройств) критическую скорость флаттера можно сделать настолько большой, что она будет находиться далеко за пределами разрешенных в эксплуатации скоростей полета.

Другое явление, непосредственно связанное со скоростным напором и жесткостью крыла на кручение, это — ре-

реверс элеронов. Заключается оно в обращении действия элеронов. Происходит это следующим образом. Как уже говорилось в главе I, при отклонении элерона, например, вниз возникшая на элероне дополнительная подъемная сила стремится закрутить крыло так, чтобы угол атаки уменьшился. Уменьшение угла атаки крыла, вызванное кручением, приводит к падению подъемной силы и, следовательно, к уменьшению эффекта действия отклоненного элерона. При малых скоростных напорах угол закручивания крыла невелик и в целом при отклонении элерона вниз подъемная сила соответствующей половины крыла возрастает (рис. 48 а, б).

Чем больше скоростной напор, тем большая сила возникает при отклонении элеронов, тем сильнее она закручивает крыло и тем больше становятся потери подъемной силы.

При некоторой скорости полета, называемой скоростью реверса, влияние уменьшения угла атаки крыла становится равным эффекту отклонения элеронов. В результате наступает потеря эффективности элеронов, а при дальнейшем увеличении скорости — обращение их действия, называемое реверсом (рис. 48 в, г).

На скорости, меньшей скорости реверса, планерист, отклоняя ручку управления вправо, уменьшает подъемную силу правой половины крыла, в результате чего планер кренится вправо, т. е. в сторону отклонения ручки (рис. 49 а, б).

На скоростях, большей скорости реверса, действие элеронов будет обратным. При отклонении ручки вправо планер станет крениться влево (рис. 49 в, г). Реверс элеронов совершенно недопустим в нормальном полете. Как видно из самого описания причин реверса, главной мерой борьбы с ним является повышение жесткости крыла на кручение.

### **в) Скоростной напор и скорость полета по прибору**

Скоростной напор играет чрезвычайно важную роль при нагружении конструкции планера. Поэтому в полете необходимо все время контролировать его величину. Этот контроль осуществляется по указателю скорости. Принцип работы указателя скорости знаком большинству планеристов. Однако, видимо, не все знают, что указатель скорости, установленный на планере, измеряет, по сути дела, не скорость полета, а скоростной напор. Измерение скорости полета на планерах производится с помощью указателя скорости, соединенного с приемником воздушного давления (ПВД). ПВД представляет собой трубку, в которой имеется две полости (рис. 50). Внутренняя полость трубки повернута открытым концом к потоку. Поток, попадая в нее, полностью тормозится, и в трубке устанавливается полное давление  $p_0$ , определяемое формулами (57) и (59).

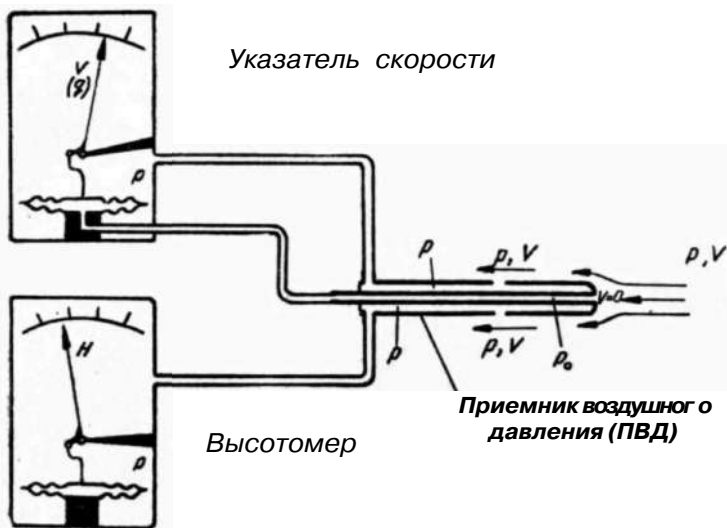


Рис. 50. Измерение высоты и скорости полета планера с использованием приемника воздушного давления (ПВД)

Другая, внешняя полость трубки сообщается с потоком через отверстия, выполненные на ее боковой поверхности. Воздух скользит по этой поверхности, практически не тормозясь, поэтому во внешней полости устанавливается статическое давление  $\rho$ .

Для измерения скорости полета внутренняя полость ПВД (в которой давление равно  $\rho_0$ ) соединяется с внутренней полостью упругой мембранной коробки, а внешняя полость (в которой давление равно  $\rho$ ) — с герметическим корпусом указателя скорости (рис. 50)\*.

Так как с внутренней стороны на мембранную коробку указателя скорости действует давление  $\rho_0$ , а с внешней меньшее давление  $\rho$ , она начинает раздуваться. Величину разности давлений нетрудно определить с помощью формулы (59).

$$\rho_0 - \rho = \rho + q - \rho = q. \quad (62)$$

Как видно, эта разность равна скоростному напору.

Центр мембранной коробки через систему поводков и шестерен соединен со стрелкой, которая отклоняется в зависимости от величины скоростного напора на большую или меньшую величину. Таким образом, мы видим, что указатель скорости измеряет не скорость, а скоростной напор. Если, например, на одинаковой скорости один раз полет будет совершаться у земли, а другой раз на высоте  $H$  (где плотность воз-

\* Внешняя полость соединяется также с корпусом высотомера.

духа  $\rho_H$  меньше, чем плотность воздуха у земли  $\rho_0$ ), то на высоте скоростной напор  $\frac{\rho_H V^2}{2}$  будет меньше, чем у земли, и стрелка указателя скорости отклонится на меньшую величину, хотя скорости полета в обоих случаях будут одинаковы.

Наоборот, если мы на высоте увеличим скорость полета так, чтобы скоростные напоры на высоте и у земли были равны, т. е. чтобы выполнялось условие:

$$\frac{\rho_H V_H^2}{2} = \frac{\rho_0 V_0^2}{2}, \quad (63)$$

то стрелка указателя скорости отклонится оба раза на одинаковую величину, хотя скорости полета планера будут разными.

Шкалу, по которой движется стрелка, можно было бы градуировать непосредственно в значениях скоростного напора. Но так как планеристу в полете, естественно, удобнее пользоваться скоростью полета, а не скоростным напором, то шкала градуируется в единицах скорости. Величины скорости, наносимые на шкалу прибора, рассчитывают по значениям скоростного напора для условий полета у земли, т. е. принимают значение  $\rho$  в выражении (58) равным  $\rho_0$ . На других высотах плотность  $\rho_H$  отличается от  $\rho_0$ , и истинную скорость полета планера (относительно воздуха) в этом случае приходится подсчитывать по значениям приборной скорости и  $\rho_H$ . Этот подсчет производится с помощью формулы, которую нетрудно получить из равенства (63):

$$V_H = \frac{V_0}{\sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}}}. \quad (64)$$

С навигационной точки зрения скорость, определяемая по прибору, не совсем удобна, так как во всех штурманских расчетах используется истинная скорость. Зато в смысле оценки нагрузок на планер в полете приборная скорость является весьма удобным и ценным показателем, непосредственно соответствующим скоростному напору.

### г) Предельно допустимый скоростной напор

Как было показано, местные нагрузки крыла и общие нагрузки отдельных частей планера, а также такие явления, как флаттер и реверс элеронов, определяются величиной скоростного напора. Поэтому целостность конструкции планера и безопасность полета на нем могут быть гарантированы только до определенной величины скоростного напора. Эта величина называется предельно допустимым скоростным напором и обозначается  $q_{max}$ . При скоростном напоре  $q_{max}$  не



должно быть нарушений общей или местной прочности планера, а критическая скорость флаттера и скорость реверса должны соответствовать значительно большим скоростным напорам, чем  $q_{max}$ .

Величина предельно допустимого скоростного напора  $q_{max}$  (или, что одно и то же, величина предельно допустимой скорости по прибору  $V_{max}$ ) зависит от положения имеющейся на планере механизации. Например, приборная скорость  $V_{max}$  планера А-15 с убранными закрылками (и с убранными или выпущенными тормозными щитками) равна 250 км/час, а  $V_{max}$  с выпущенными закрылками составляет только 120 км/час. Спортсмен, летая на планере, должен помнить ограничения по скорости полета при всех положениях механизации и строго придерживаться их во избежание различных неожиданностей.

### 3. ПЕРЕГРУЗКА И СКОРОСТНОЙ НАПОР В РАЗЛИЧНЫХ УСЛОВИЯХ ПОЛЕТА

Ознакомившись с влиянием перегрузки и скоростного напора на нагружение конструкции планера, перейдем к рассмотрению их возможных значений в различных условиях полета. В предыдущих разделах мы рассматривали силы, действующие на планер. Сейчас мы дополним и систематизируем эти сведения, допуская в целях большей упорядоченности изложения отдельные повторения.

#### а) Прямолинейный полет

В главе I были выведены уравнения движения планера в прямолинейном установившемся полете (см. уравнения 1, 2, 3). Из уравнения (1)  $R=G$  сразу следует, что полная перегрузка  $n$  в установившемся прямолинейном полете всегда равна по величине единице, т. е.:

$$n = \frac{R}{G} = \frac{G}{G} = 1. \quad (65)$$

Вертикальная составляющая перегрузки  $n_y$  в прямолинейном полете по уравнению (2) будет равна:

$$n_y = \frac{Y}{G} = \cos \theta, \quad (66)$$

т. е. она всегда меньше единицы. При обычных углах планирования  $\cos \theta$  очень близок к единице, и практически можно считать, что в этом случае значение  $n_y \approx 1$ . В перевернутом прямолинейном полете перегрузка  $n_y$  также будет определяться формулой (66), только в этом случае значению  $n_y$  надо приписать знак минус.

При увеличении крутизны траектории планирования угол  $\theta$  стремится к  $90^\circ$ , а  $\cos \theta$  и перегрузка  $n_y$  — к нулю. При от-

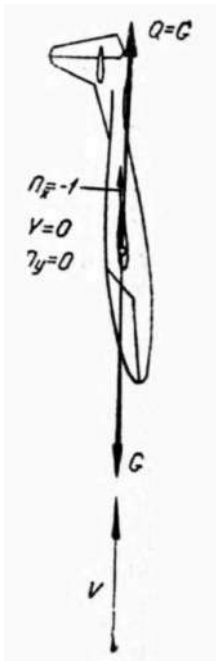


Рис. 51. Силы и перегрузки при отвесном установившемся пикировании планера

весном установившемся пикировании планера перегрузка  $n_y$  равна нулю, а перегрузка  $n_x = -1$  (рис. 51). Таким образом, в случае прямолинейного полета в спокойной атмосфере перегрузка не превосходит по абсолютной величине единицы и не представляет никакой опасности с точки зрения нагружения конструкции планера.

Другой фактор, определяющий величину нагрузок конструкции планера, — скоростной напор — в прямолинейном полете может достигать больших и в некоторых случаях опасных величин.

В прямолинейном установившемся полете скорость планера будет тем больше, чем больше угол наклона траектории и чем меньше коэффициент лобового сопротивления  $c_x$ . Как раз такие условия получаются при отвесном пикировании (см. рис. 51), где  $\theta = 90^\circ$ ,  $\sin\theta = 1$ , а значение  $c_{x0}$  близко к минимальному.

Из уравнения (3) для случая отвесного пикирования получаем:

$$c_{x0} S q_{отв} = G, \quad (67)$$

откуда скоростной напор

$$q_{отв} = \frac{G}{S c_{x0}}. \quad (68)$$

Величина скоростного напора в отвесном пикировании у многих планеров получается большей, чем  $q_{max}$ .

В таких случаях слишком крутое пикирование не должно допускаться, так как планер может выйти за ограничения по скоростному напору и разрушиться.

Крутое пикирование часто бывает возможным при выпуске тормозных щитков, повышающих  $c_{x0}$  и уменьшающих таким образом  $q_{отв}$ . В заключение этого пункта можно сделать общий вывод, что в спокойной атмосфере как при обычном, так и при перевернутом прямолинейном полете нужно основное внимание обращать на указатель скорости, следя, чтобы скоростной напор при крутых траекториях снижения не превосходил значения  $q_{max}$ . Перегрузки в таких условиях невелики.

## б) Спираль

Обычно спираль выполняется на небольших скоростях, значительно меньших, чем  $V_{max}$ . Перегрузка  $n_y$  при выполнении спирали возрастает с увеличением угла крена. В гла-

главе I была получена формула (21), определяющая подъемную силу планера в зависимости от угла крена. Там же была дана формула (22) для вертикальной перегрузки

$$n_y = \frac{1}{\cos \gamma}, \quad (69)$$

а на рис. 11 построена графическая зависимость  $n_y$  от угла крена. Как уже говорилось, до углов крена  $50-60^\circ$  перегрузка  $n_y$  не превышает 2. При дальнейшем увеличении угла крена она может достигать значительных величин. На практике спортсмены только в редких случаях увеличивают в парящем полете углы крена более  $60^\circ$ , так что обычно спираль не является тяжелым случаем нагружения планера ни от перегрузки, ни от скоростного напора.

### в) Резкое отклонение ручки управления

В случае резкого отклонения ручки управления величина возникшей перегрузки зависит от скорости полета. При одном и том же отклонении ручки изменение подъемной силы будет тем больше, чем больше скорость полета. В главе I было показано, что наибольшие возможные величины подъемной силы и перегрузки  $n_y$  при данной скорости полета выражаются формулами:

$$Y_{max} = c_{y \max} S \rho \frac{V^2}{2}, \quad (70)$$

$$n_{y \max} = c_{y \max} \frac{S \rho V^2}{G} = \frac{c_{y \max} S q}{G}. \quad (71)$$

Воспользовавшись последней формулой и вспомнив, что скоростной напор связан со скоростью по прибору соотношением

$$\frac{\rho_0 V_{np}^2}{2} = q, \quad (72)$$

можно получить зависимость:

$$n_{y \max} = c_{y \max} \frac{S}{G} \frac{\rho_0 V_{np}^2}{2}. \quad (73)$$

Эта зависимость построена на рис. 52. Там же нанесена линия, соответствующая значению предельно допустимой эксплуатационной перегрузки  $n_{y \max}^*$ . До некоторой скорости полета, которую мы будем называть максимальной безопасной скоростью ( $V_{\max. \text{безоп}}$ ), при выходе планера на  $c_{y \max}$  максимально возможная перегрузка  $n_{y \max}$  не превышает значения  $n_{y \max}^*$ . Это значит, что даже полное отклонение планеристом ручки управления на себя не приведет к превышению предельно допустимой перегрузки и к разрушению планера. Планер может на этих скоростях сорваться в штопор, но никаких поломок его конструкции не будет. Как уже упоминалось выше, различные случаи полета планера,

соответствующие наиболее тяжелым условиям его нагружения, задаются специально разработанными для расчета на прочность «Нормами прочности спортивных планеров». Подробнее о нормах прочности будет рассказано ниже. Здесь же пока ограничимся указанием соответствия рассматриваемых режимов полета различным случаям, задаваемых нор-

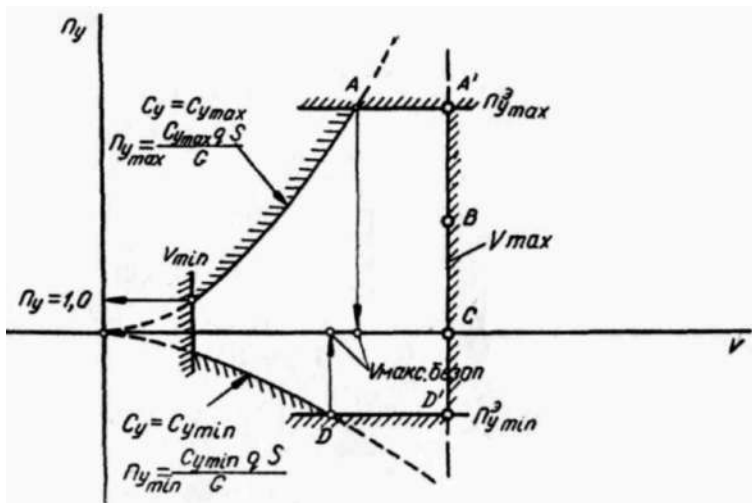


Рис. 52. Зависимость перегрузок  $n_{y\max}$  и  $n_{y\min}$  от скорости полета по прибору и определение скорости  $V_{\max. безоп}$

мами. В нормах прочности каждый расчетный случай обозначается буквой латинского алфавита. Так, рассмотренный только что режим выхода планера на перегрузку  $n_{y\max}$  при значении  $C_y = C_{y\max}$  при скорости  $V = V_{\max. безоп}$  называется случаем **A** (см. рис. 52). Случай выхода планера на перегрузку  $n_{y\max}$  при предельно допустимой скорости полета  $V_{\max}$  называется случаем **A'**. На скоростях полета, больших  $V_{\max. безоп}$ , максимально возможная перегрузка  $n_{y\max}$ , соответствующая  $C_y = C_{y\max}$  будет превышать значение  $n_{y\max}$ , поэтому при пикировании планера с такими скоростями следует быть особенно внимательным.

При резком отклонении ручки управления от себя планер может выйти на наибольшее по абсолютной величине отрицательное значение  $C_y = C_{y\min}$  с предельно допустимой отрицательной перегрузкой  $n_{y\min}$ . Такой случай нагружения планера называется в нормах прочности случаем **D** (см. рис. 52).

Выход планера на перегрузку  $n_{ymin}^*$  при предельно допустимой скорости  $V_{max}$  называется случаем  $D'$  (см. рис. 52).

Как видим, случаи  $A, A', D, D'$  соответствуют точкам, лежащим на границе графика «перегрузка — скорость». Кроме них, в нормах прочности рассматриваются: случай  $B$ , при котором на скорости  $V=V_{max}$  создается перегрузка  $n_y = \frac{1}{2}n_{ymax}^*$  и случай  $C$ , при котором на скорости  $V=V_{max}$  перегрузка  $n_y = 0$  (см. рис. 52). В двух последних случаях элероны считаются отклоненными.

### г) Полет в турбулентной атмосфере

Большие перегрузки планера могут возникать не только вследствие отклонения планеристом ручки управления. В парящем полете планер часто встречает возмущенные зоны атмосферы, в которых на него могут внезапно действовать восходящие либо нисходящие потоки большой силы. Метеорологическая обстановка, в которой создаются подобные условия, была описана в главах II и III. Теперь рассмотрим влияние восходящих и нисходящих потоков на условия нагружения конструкции планера и, в частности, на перегрузку.

При внезапной встрече планера с восходящим или нисходящим потоком, имеющим вертикальную скорость  $W$ , перегрузка определяется приведенной в главе I формулой (35), в соответствии с которой:

$$n_y = 1 + 57,3 \frac{c_y \alpha^0 \rho W V}{2G/S}. \quad (74)$$

В пределах линейного изменения  $c_y$  по  $\alpha$  значение  $c_y \alpha^0$  постоянно и для данного планера перегрузка при встрече с вертикальным потоком будет прямо пропорциональна скорости полета и вертикальной скорости потока.

Если задаться рядом значений  $W$ , например 0, 1, 2, 3 м/сек и т. д., то нетрудно построить зависимости перегрузки  $n_y$  от скорости  $V$ , представляющие собой прямые линии (рис. 53).

Если нанести на график рис. 53 зависимость  $n_{y,max}$  от скорости полета, рассчитанную по формуле (71), то пересечение ее с прямыми линиями, соответствующими различным значениям  $W$ , определит величины скоростей вертикальных потоков, выводящих планер на  $c_{y,max}$ . Например, точка, обозначенная на рис. 53 буквой  $A$ , показывает, что планер, летящий на скорости  $V_{макс. безоп}$ , выйдет на  $c_{y,max}$  при скорости восходящего потока  $W = 9,5$  м/сек.

На рис. 53а и рис. 53б в качестве примера построены диаграммы перегрузок при воздействии вертикальных потоков на планеры А-15 и А-13.

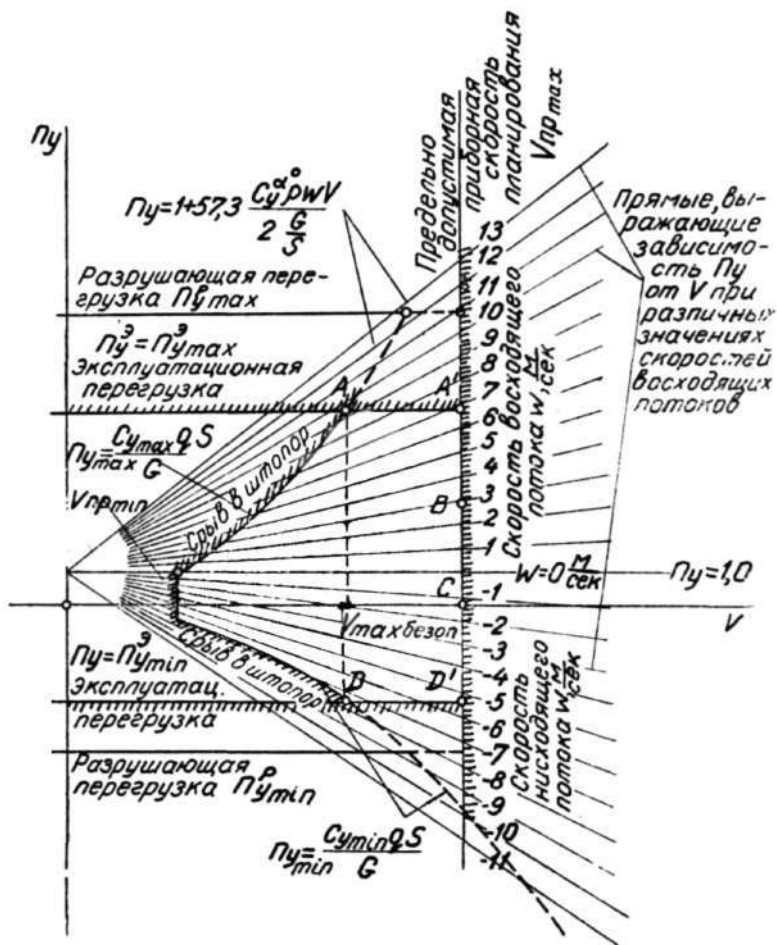


Рис. 53. Построение диаграммы для определения перегрузок планера при воздействии вертикальных потоков

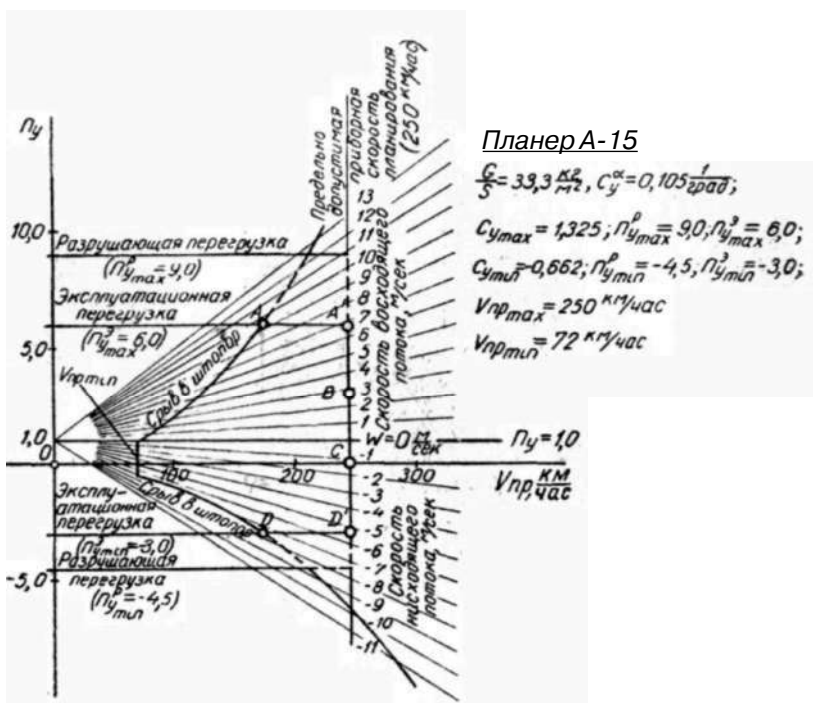


Рис. 53а. Диаграмма перегрузок планера А-15 при воздействии вертикальных потоков

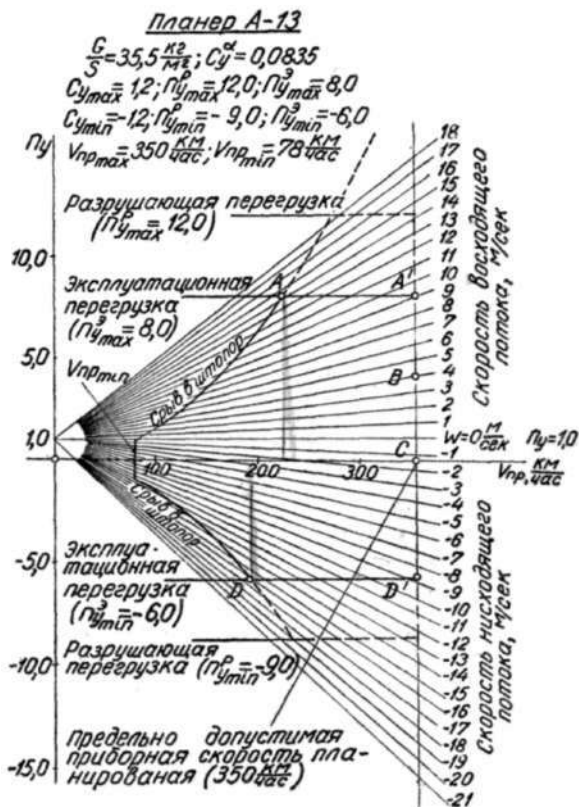


Рис. 536. Диаграмма перегрузок планера А-13 при воздействии вертикальных потоков

Описанное только что определение скорости вертикального потока  $W$ , выводящего планер на  $C_{y_{max}}$  женным. Оно было бы точным, если бы точка  $C_{y_{max}}$  лежала на продолжении прямого участка кривой  $C_y$  по  $\alpha$  (в точке 2 на рис. 54,а). В действительности же, чтобы достичь  $C_{y_{max}}$  (точка 3), потребуется скорость вертикального потока, шая на величину:

$$\Delta W = \frac{1}{57,3} V \cdot \Delta \alpha^\circ, \quad (75)$$

где  $\Delta \alpha^\circ$  определяется точками 2 и 3 (рис. 54,а).

Следовательно, определение перегрузок от вертикальных потоков по формуле (74) будет строгим только до начала отгиба кривой  $C_y$  по  $\alpha$ .

Отклонение зависимости  $C_y$  по  $\alpha$  от линейной, вызываемое срывом потока на крыле, обычно сопровождается тряской.

Если обозначим соответствующие значения угла атаки



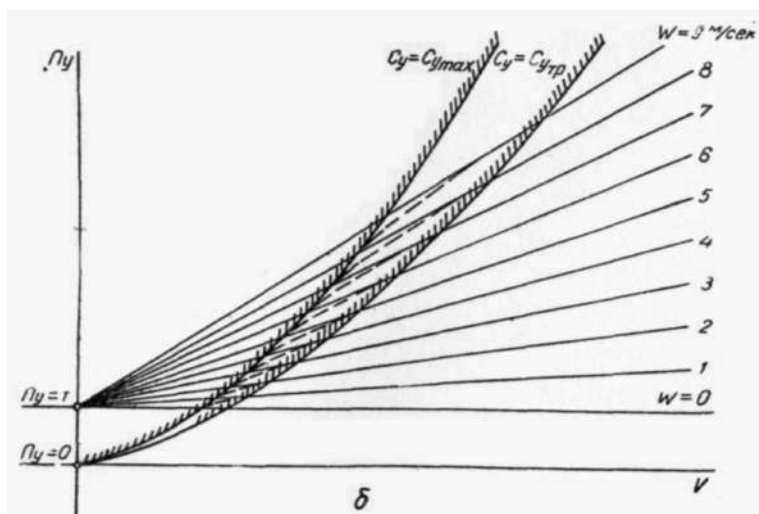
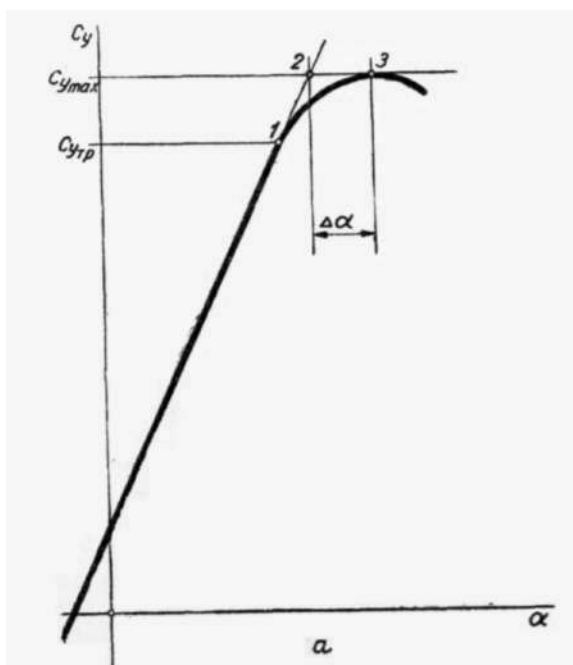


Рис 54. Определение прироста перегрузки в вертикальном потоке при нелинейном изменении коэффициента  $c_y$  по углу атаки  $\alpha$

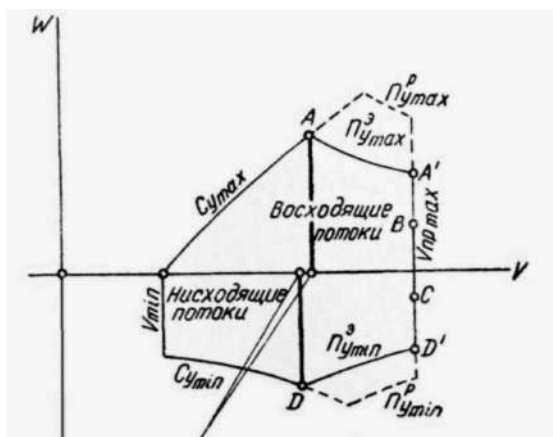
и коэффициента подъемной силы через  $\alpha_{\text{тр}}$  и  $c_{y\text{тр}}$  и построим график перегрузок с учетом нелинейности кривой  $c_y$  по  $\alpha$ , то он примет вид, показанный на рис. 54,6. Как видим, до значений  $c_y = c_{y\text{тр}}$  перегрузка  $n_y$  при данном значении  $W$  зависит от скорости полета линейно. От  $c_{y\text{тр}}$  до  $c_{y\text{max}}$  линейность нарушается (пунктирные линии), и для вывода планера на  $c_{y\text{max}}$  потребуются большие скорости вертикальных потоков. Таким образом, допущение линейной зависимости  $c_y$  по  $\alpha$  идет в запас, а так как оно значительно упрощает расчеты, мы им будем пользоваться в дальнейшем.

Если на построенную нами диаграмму нанести значения  $n_{y\text{max}}, n_{y\text{min}}, n_{y\text{трmax}}, n_{y\text{трmin}}, V_{\text{max}}$  и  $V_{\text{min}}$ , мы получим полную картину, характеризующую воздействие вертикальных потоков на планер (см. рис. 53). Из нее видно, во-первых, что, так же как и при маневре, существует область скоростей, в которой может произойти только срыв планера в штопор, но не его разрушение, так как даже при выходе на  $c_{y\text{max}}$  перегрузка  $n_{y\text{max}}$  не превысит предельно допустимого значения  $n_{y\text{max}}$ . Это будет в области скоростей  $V$ , меньших скорости, определяемой точкой **A** на рис. 53. Но мере увеличения скорости полета величины вертикальных порывов, выводящих планер на  $c_{y\text{max}}$ , увеличиваются, однако полет в сильно возмущенной атмосфере становится небезопасным, так как может быть превышена перегрузка  $n_{y\text{max}}$  (например, в точке **A'**). Скорость полета, при которой перегрузка в случае выхода планера на  $c_{y\text{max}}$  становится равной  $n_{y\text{max}}$  (точка **A**), мы назвали выше максимальной безопасной скоростью полета  $V_{\text{макс. безоп.}}$ .

Аналогично описанному строится нижняя часть диаграммы, определяющая перегрузки планера в нисходящих потоках. Различные случаи нагружения планера по нормам прочности обозначены на рис. 53 соответствующими буквами.

Для выбора режима полета, обеспечивающего наибольшую безопасность при внезапном воздействии сильных вертикальных потоков, удобно построить график скоростей вертикальных потоков, выводящих планер на предельные режимы. Для этого берутся точки пересечения лучей, выходящих из точки  $(n_y = 1, V = 0)$ , с граничными кривыми на диаграммах перегрузок от вертикальных потоков (см. рис. 53). Величины предельно допустимых скоростей вертикальных потоков откладываются на новом графике на вертикальной оси. На горизонтальной оси графика откладывается скорость полета (рис. 55).

Графики, аналогичные показанным на рис. 53 и 55, следовало бы строить отдельно для каждой высоты полета. Однако, если скорость, отложенную по горизонтальной оси, считать скоростью по прибору, то приблизительно можно принять один и тот же график для диапазона высот до 5—6 км,



Скорости планирования, оптимальные с точки зрения запаса прочности и возможности срыва в штопор при встрече с восходящими потоками ( $V_{\max}$  безоп )

Рис. 55. Построение графика скоростей вертикальных потоков, выводящих планер на предельные режимы



Скорость планирования, оптимальная с точки зрения Запаса прочности и возможности срыва в штопор при встрече с восходящими и нисходящими потоками ( $V_{\max}$  безоп )

Рис. 55 а. График допустимых скоростей вертикальных потоков для планера Л-15

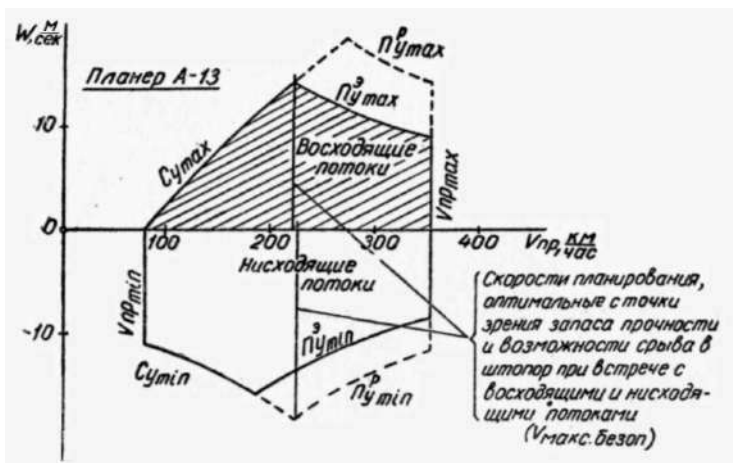


Рис. 556. График допустимых скоростей вертикальных потоков для планера А-13

что практически бывает достаточным. Зависимости допустимых скоростей вертикальных потоков от скорости полета для планеров А-15 и А-13 приведены на рис. 55а и 55б. Как видим, при полете в сильную болтанку скорость по прибору для планера А-15 не должна превышать 180 км/час, а для планера А-13—210 км/час. Наибольшие допустимые скорости вертикальных потоков равны +8,5 м/сек а -7,5 м/сек для планера А-15 и +14 м/сек и -16 м/сек для планера А-13.

При подготовке к полету и в полете спортсмен должен выбирать режимы с учетом изложенных выше условий нагружения планера в турбулентной атмосфере.

#### д) Взлет и полет на буксире

Нагружение конструкции планера при взлете и полете на буксире имеет ряд характерных особенностей. Поэтому необходимо проводить специальный расчет прочности в этих случаях и вводить дополнительные летные ограничения.

В настоящее время применяются в основном три вида взлета планера: взлет с амортизатора, взлет с лебедки и взлет (и полет) на буксире за самолетом.

Первый из этих видов взлета используется на начальном этапе обучения. Скорости полета и нагрузки конструкции планера при таком взлете сравнительно невелики.

Значительно более тяжелым случаем нагружения является взлет планера с лебедки. Он делится на три этапа: разбег, выдерживание и набор высоты (рис. 56). При разбеге и выдерживании скорость планера еще мала и перегрузки обычно получаются небольшими. Более значительные пере-

грузки возникают при наборе высоты. В этом случае в дополнение к силам, действующим в свободном полете, к планеру приложена сила тяги буксирного троса (рис. 57).

Взлет с лебедки является неустановившимся режимом полета: планер движется с переменной скоростью по траекто-

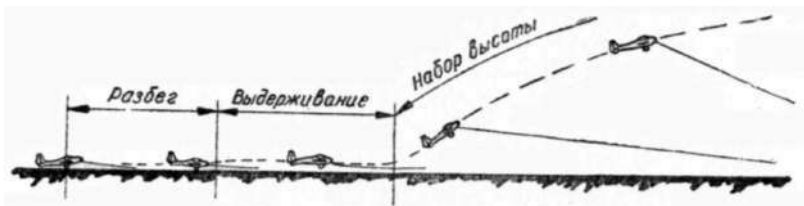


Рис. 56. Взлет планера с помощью лебедки

рии переменной кривизны. Отсюда ясно, что на планер при наборе высоты будут действовать переменные по величине и направлению перегрузки: Кроме того, в отдельных случаях могут иметь место рывки буксирного троса.

Вертикальная перегрузка при взлете с лебедки будет определяться формулой:

$$n_y = \frac{Y - P_T \sin \psi}{G}, \quad (76)$$

где  $\psi$  — угол между тросом и касательной к траектории полета. Если сравнить подъемную силу планера в свободном по-

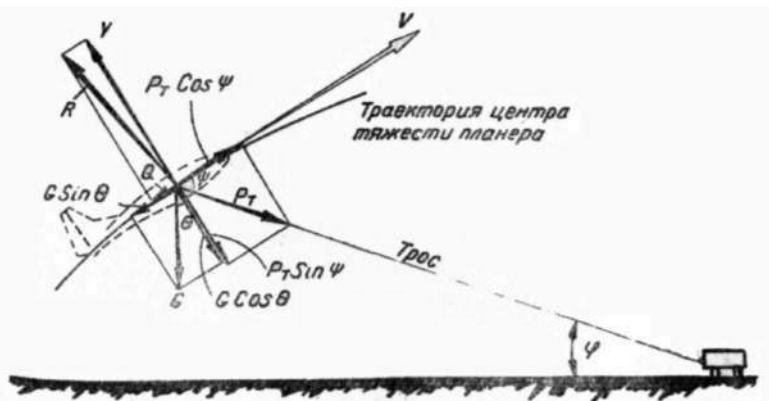


Рис. 57. Силы, действующие на планер при взлете с помощью лебедки

лете и при взлете с лебедки, то при одинаковой перегрузке  $n_y$  подъемная сила при взлете с лебедки будет больше. В свободном полете планерист по ощущению перегрузки мог качественно оценивать нагруженность планера аэродинамическими силами. При взлете с лебедки такая оценка становится не-

возможной. Чрезмерное увеличение угла атаки на большой скорости при взлете с лебедки может привести к выходу планера на недопустимые по прочности режимы. Во избежание этого скорость полета планера ограничивается величиной  $V_{\text{зап}}$  (скорость запуска), а при расчете прочности рассматривается специальный случай **H**. Он соответствует выходу планера при скорости  $V_{\text{зап}}$  (скоростном напоре  $q_{\text{зап}}$ ) на значении  $c_{y \text{ так}}$ . Кроме того, считается, что одновременно действу-

### Случай H

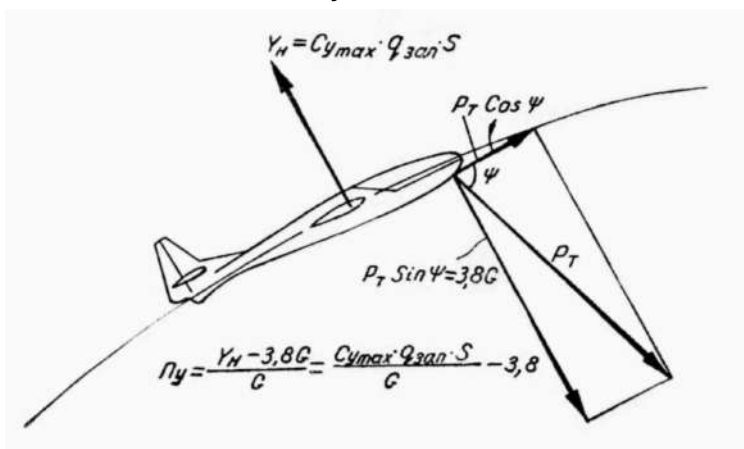


Рис. 58. Силы, действующие на планер в расчетном случае H

ет рывок троса, создающий дополнительную перегрузку  $n_{y \text{ ТР}} = -3,8$ , направленную вниз (рис. 58).

Следовательно, в случае **H** перегрузка будет определяться формулой:

$$n_{y \text{ H}}^{\text{с}} = \frac{c_{y \text{ max}} \cdot S q_{\text{зап}}}{G} - 3,8. \quad (77)$$

Уменьшение перегрузки за счет тяги троса (при неизменной подъемной силе) делает условия работы крыла более тяжелыми. В свободном полете массовые силы крыла, равные его весу, умноженному на перегрузку ( $G_{\text{кр}} \cdot n_y$ ), действуют противоположно подъемной силе и таким образом разгружают крыло (рис. 59,а). При взлете же с лебедки (рис. 59,б) перегрузки получаются меньшими (а в отдельных случаях отрицательными), поэтому массовые силы будут меньше разгружать крыло (или даже догружать его). При выполнении взлетов с помощью лебедки ни в коем случае нельзя превышать разрешенной скорости  $V_{\text{зап}}$ . В тех случаях, когда для запуска используется слишком мощная лебедка, не следует

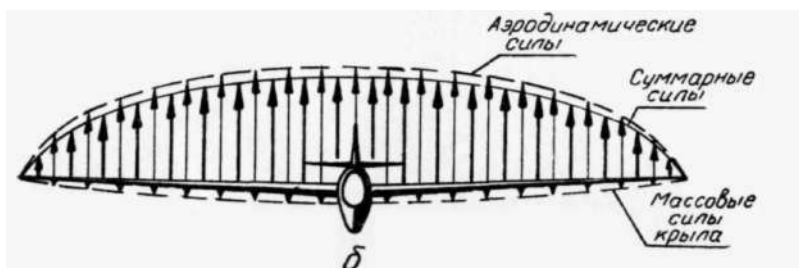
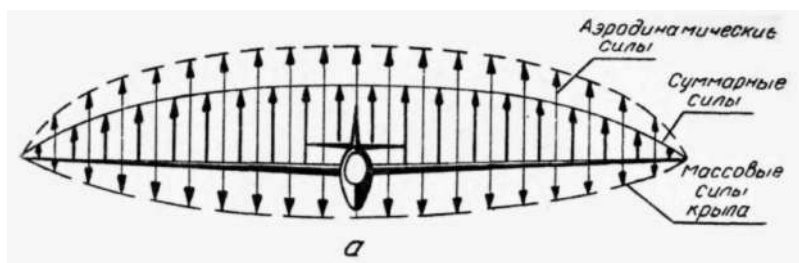


Рис. 59. Разгружающее действие сил веса крыла в свободном полете и при взлете с помощью лебедки: *а* — свободный полет; *б* — взлет с помощью лебедки

включать ее мотор на полную мощность, а надо его дросселировать.

Нижний предел скорости при взлете с лебедки также должен ограничиваться, причем он должен быть больше минимальной скорости планера в свободном полете. Это объясняется тем, что подъемная сила  $U$  при взлете с лебедки уравнивает не только вес планера, но и направленную вниз составляющую тяги буксирного троса  $P_T \sin \psi$  (см. рис. 57). На практике целесообразно заранее подсчитать нижние пределы допустимых скоростей в начале, в середине и в конце траектории набора, не допуская в полете уменьшения скорости ниже этих значений.

Взлет с лебедки характерен значительными нагрузками на горизонтальное оперение, особенно в случае переднего расположения буксирного замка (рис. 60). При взлете с лебедки нагружается и сам буксир-

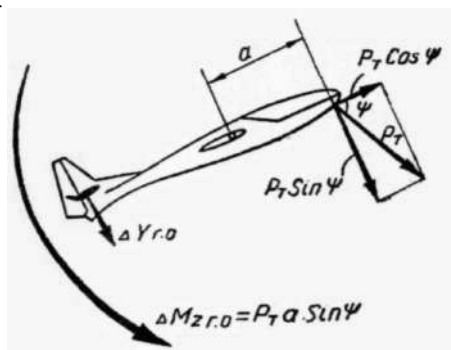


Рис. 60. Нагружение горизонтального оперения при взлете с помощью лебедки

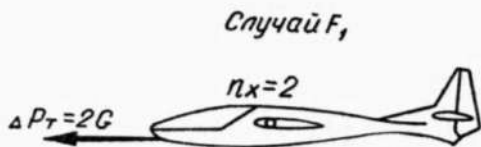


Рис. 61. Силы, действующие на планер в расчетном случае  $F_1$

действовать сильные рывки троса. Для учета этого обстоятельства в нормах прочности вводится специальный случай  $F_p$ , соответствующий рывку планера тросом вперед с силой, равной удвоенному весу планера (рис. 61).

### е) Посадка

Наибольшие нагрузки планера при посадке получаются в момент касания земли после парашютирования. Парашютируя, планер приобретает вертикальную скорость снижения, которая гасится при соприкосновении с землей, что, очевидно, связано с появлением вертикальной перегрузки (рис. 62). Подъемная сила планера к моменту касания практически

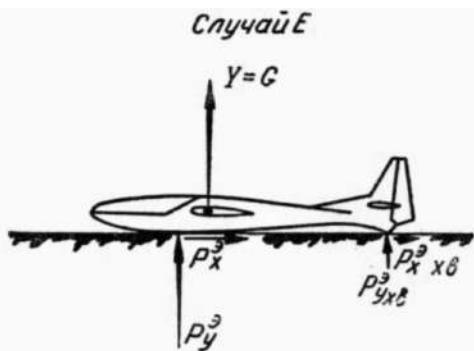


Рис. 62. Силы, действующие на планер в момент касания земли (случай  $E$ )

полностью сохраняется

В случае взлета и полета планера на буксире за самолетом в неспокойном воздухе на планер могут действовать сильные рывки троса. Для учета этого обстоятельства в нормах прочности вводится специальный случай  $F_p$ , соответствующий рывку планера тросом вперед с силой, равной удвоенному весу планера (рис. 61).

В нормах прочности такая посадка обозначается как случай  $E$ .

При расчете прочности планера считается, что парашютирование происходит с высоты одного метра. Слишком большая высота начала парашютирования, которая может быть следствием высокого выдерживания или следствием

взмывания планера в конце выдерживания, приводит к увеличению перегрузок планера при посадке.

Вертикальная скорость планера по отношению к поверхности земли возрастает также в случае посадки планера не на горизонтальную площадку, а на склон (рис. 63): по отношению к наклонной поверхности появляется составляющая скорости

$$V_{y1} = V \cdot \sin \varphi, \quad (78)$$

где  $\varphi$  — угол уклона поверхности посадочной площадки. Считается, что нормальная посадка планера происходит на площадку с уклоном до  $1,7-2,0^\circ$ .



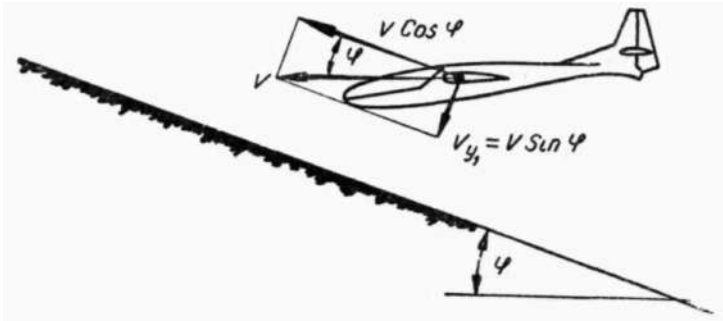


Рис. 63. Увеличение вертикальной скорости планера по отношению к земле в случае посадки на склон

### Случай R

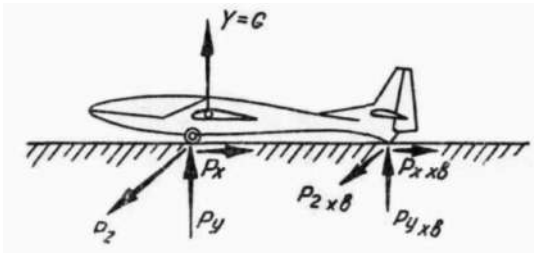


Рис. 64. Силы, действующие на планер при посадке со сносом (случай R)

### Случай F

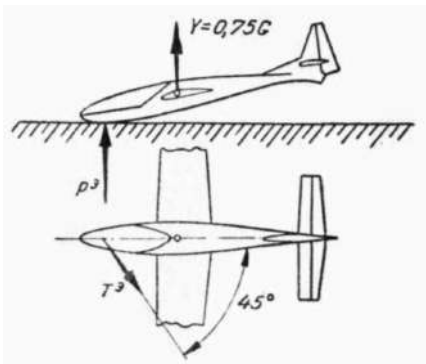


Рис. 65. Посадка планера с лыжным шасси на носовую часть лыжи (случай F)

### Случай G

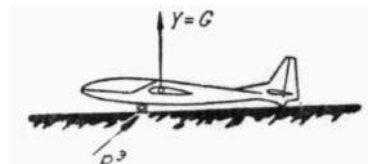


Рис. 66. Передний удар в колесо планера при посадке (случай G)

Перегрузка планера от сил реакции земли в случае  $E$  считается равной  $n_y^э$ ,  $E = 4,5$ , и только для учебных планеров, на которых вероятны более грубые посадки, принимается  $n_y^э$ ,  $E = 5,5$ .

В нормах прочности рассматривается и другой случай посадки планера: посадка со сносом, называемая случаем  $B$  (рис. 64). Снос планера появляется в случае посадки с боковым ветром, если планерист не создаст крена планера в сторону, откуда дует ветер.

Случаи ненормальной посадки, могущей являться следствием ошибок пилотирования или других причин, называются случаем  $F$  — посадка планера с лыжным шасси на носовую часть лыжи (рис. 65) и случаем  $G$  — передний удар в колесо планера с колесным шасси (рис. 66).

При расчетах планера на прочность рассматриваются также отдельные сочетания указанных случаев.

## Глава V

### НАГРУЗКИ НА ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ И ПРОЧНОСТЬ ПЛАНЕРА

#### 1. ИЗГИБАЮЩИЙ И КРУТЯЩИЙ МОМЕНТЫ И ПЕРЕРЕЗЫВАЮЩАЯ СИЛА

Рассмотрим, в чем заключается действие на конструкцию нагрузок вообще и какими величинами определяется нагрузка. Нагрузки бывают сосредоточенными и распределенными. Сосредоточенной нагрузкой называется нагрузка, которую можно считать приложенной в одной точке. Распределенная нагрузка, как показывает само название, распределена по некоторой площади. При расчете прочности планера в большинстве случаев приходится иметь дело с распределенными нагрузками от аэродинамических сил. Сосредоточенные нагрузки чаще встречаются при расчете на прочность самолета. Такими нагрузками будут веса двигателей, баков с топливом и пр. Действие нагрузки, например, на крыло планера выражается в том, что нагруженное крыло, во-первых, будет изгибаться, т. е. нагрузка будет создавать изгибающий момент (рис. 67,а).

Во-вторых, так как равнодействующая нагрузки в каждом поперечном сечении крыла обычно не проходит через центр жесткости\*, а приложена на некотором расстоянии (плече) от него, крыло будет закручиваться, т. е. нагрузка будет создавать крутящий момент  $M_{кр}$  (рис. 67,б).

В-третьих, нагрузка будет стремиться одну часть крыла сдвинуть по отношению к другой, срезать ее, т. е. нагрузка будет создавать перерезывающую силу  $Q_{пер}$  (рис. 67,в). Таким образом, действие нагрузки сводится к созданию изгибающего и крутящего моментов и перерезывающей силы.

Моменты и силы от внешней нагрузки уравниваются внутренними силами в материале конструкции, или, как их принято называть, силами упругости конструкции. Произведем мысленно сечение крыла (рис. 68). Очевидно, для равновесия отсеченной части на нее должны действовать силы уп-

\* Центром жесткости сечения крыла называется точка, обладающая тем свойством, что проходящая через нее сила не вызывает кручения данного сечения.

ругости, уравнивающие действие внешних сил и моментов. Состояние конструкции, когда в ней появляются внутренние силы упругости, называется напряженным, а величи-

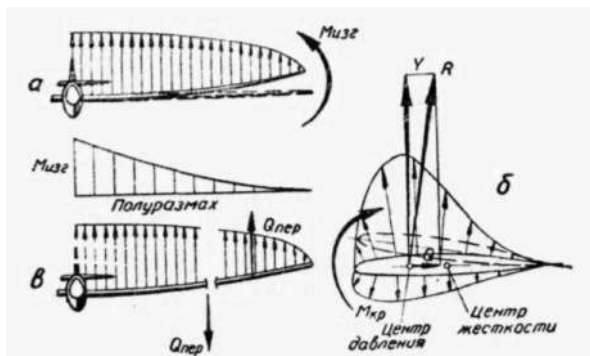


Рис. 67. Возникновение изгибающего момента  $M_{изг}$ , крутящего момента  $M_{кр}$  и перерезывающей силы  $Q_{пер}$  при нагружении крыла

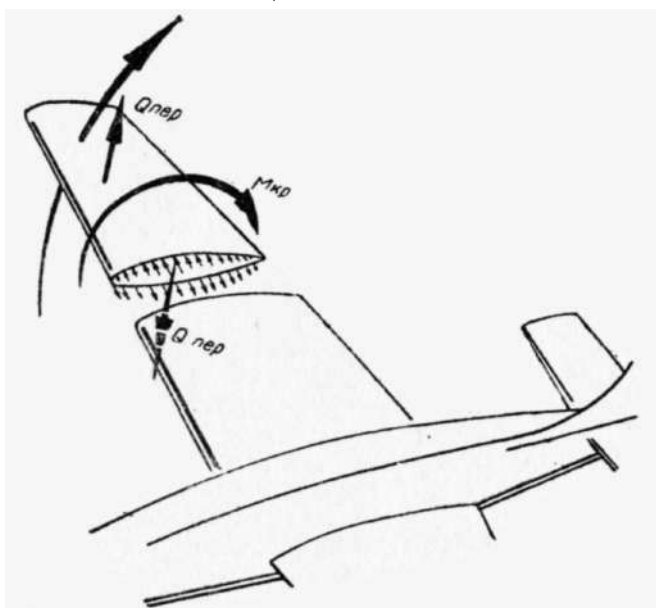


Рис. 68. Действие сил упругости при нагружении крыла

на силы упругости, приходящаяся па единицу площади сечения (например, на один квадратный миллиметр), называется напряжением. Чем больше внешние нагрузки, тем больше напряжения в конструкции. Если нагрузки становятся чрезмерно большими, напряжения возрастают до такой

степени, что прочность материалов, из которых изготовлена конструкция, становится недостаточной и конструкция разрушается.

## 2. НАГРУЗКИ НА РАЗЛИЧНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА

### а) Нагрузки на крыло планера

Нагрузки на крыло создаются от разрежения или повышенного давления воздуха на его поверхности и от сил веса и инерции элементов крыла. Силы, возникающие от разрежения или давления, так же как и силы веса и инерции, представляют собой распределенную нагрузку. Их действие выражается в появлении изгибающего и крутящего моментов и перерезывающей силы. Распределенная нагрузка на крыле изменяется в зависимости от угла атаки крыла, скоростного напора и перегрузки.

От угла атаки, как мы уже говорили, будет зависеть характер распределения нагрузки по крылу. При больших и средних углах атаки на верхней поверхности крыла возникает значительное разрежение, создающее подъемную силу. При углах атаки, близких к нулю, аэродинамические силы на нижней поверхности крыла направлены вниз, а на верхней вверх. В результате подъемная сила получается малой или вообще отсутствует, а направленные в разные стороны силы давления могут создавать значительный крутящий момент (рис. 69). При отрицательных углах атаки преобладает разрежение на нижней поверхности крыла и получается направленная вниз (отрицательная) подъемная сила. Таким образом, можно выделить три характерных случая нагружения крыла: нагружение большими аэродинамическими силами вверх, нагружение большими аэродинамическими силами вниз и кручение при малой суммарной аэродинамической силе.

Общая величина подъемной силы, как мы видели, определяется величиной перегрузки. Сумма сил веса и сил инерции крыла (массовые силы) также пропорциональна перегрузке: при перегрузке  $n_y$  сумма сил веса и сил инерции равна  $G_{\text{кр}} n_y$ . Вес крыла и силы инерции в свободном полете вычитаются из подъемной силы и, как уже говорилось, разгружают крыло (рис. 70).

Так как и аэродинамические и массовые силы крыла пропорциональны перегрузке, то можно их просуммировать при перегрузке  $n_y = 1$ , а при других перегрузках полученную суммарную нагрузку просто увеличивать в  $n_y$  раз\*. Отсюда

---

\* Речь идет о свободном полете планера. Об особенностях нагружения крыла при полете на буксирном тросе говорилось в предыдущей главе.

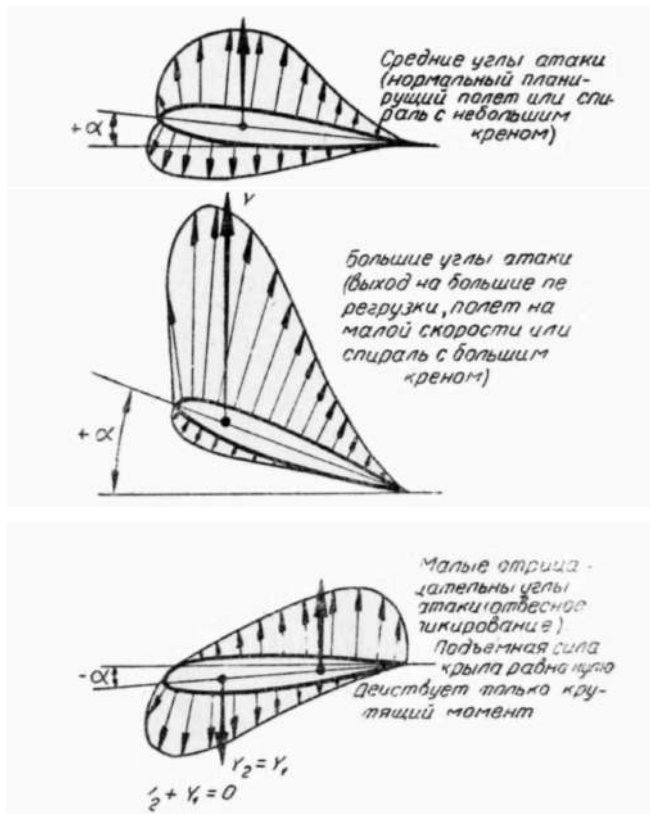


Рис. 69. Изменение распределения нагрузки по поверхности крыла в зависимости от угла атаки

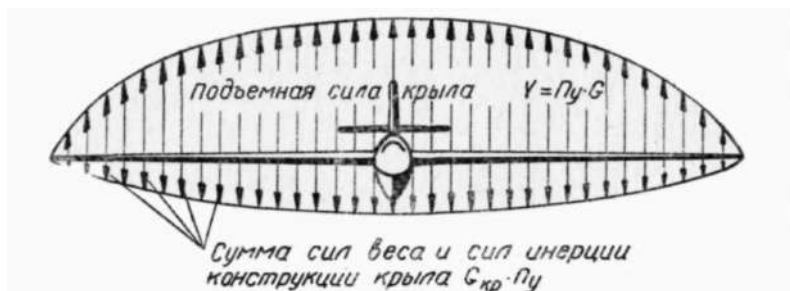


Рис. 70. Аэродинамические и массовые силы, действующие на крыло в полете

ясно, что суммарная нагрузка на крыло будет тем больше, чем больше перегрузка  $n_y$ .

## б) Нагрузки на оперение и органы управления планера

Нагрузка на горизонтальное оперение возникает прежде всего потому, что момент от него должен уравновешивать момент планера без горизонтального оперения. Эта нагрузка называется уравновешивающей. Ее величина и направление определяются по приведенной в главе I формуле (44), которую запишем в виде:

$$Y_{r.o} = \frac{m_z \delta_{r.o} q S b}{L_{r.o}}. \quad (79)$$

Величина уравновешивающей нагрузки изменяется в зависимости от угла атаки и скорости полета планера. При больших углах атаки обычно коэффициент момента  $m_z \delta_{r.o}$  бывает положительным т. е. планер без горизонтального оперения стремится еще больше поднять нос вверх и увеличить угол атаки. Подъемная сила оперения  $Y_{r.o}$  создает момент противоположного направления. Следовательно, она направлена вверх (рис. 71,а) При отрицательных углах атаки подъемная сила горизонтального оперения направлена вниз (рис. 71,б).

Значительные нагрузки как на само оперение, так и главным образом на руль высоты возникают при полном отклонении руля высоты вниз на больших углах атаки. Оперение в этом случае нагружено большой положительной подъемной силой  $Y_{r.o}$ . При отклонении руля высоты вниз

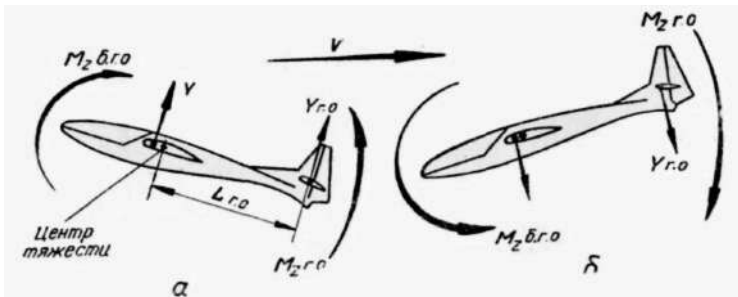


Рис. 71. Уравновешивающая нагрузка горизонтального оперения: а — положительный угол атаки, подъемная сила горизонтального оперения направлена вверх; б — отрицательный угол атаки, подъемная сила горизонтального оперения направлена вниз

нагрузка на оперение еще увеличивается. Такое отклонение руля высоты бывает при выполнении различных маневров на планере, поэтому соответствующая нагрузка называется маневренной (рис. 72).

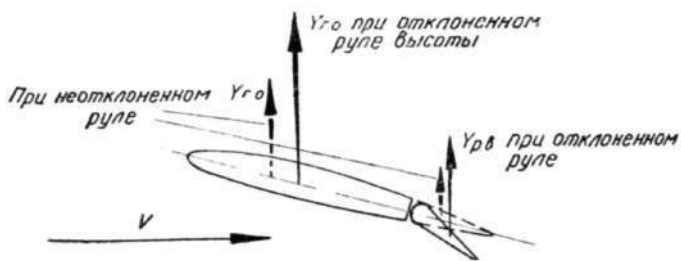


Рис. 72. Маневренная нагрузка горизонтального оперения

Нагрузки на горизонтальное оперение могут также достигать больших величин при попадании планера в мощные вертикальные потоки (рис. 73,а). Эти нагрузки называются нагрузками от воздействия неспокойного воздуха.

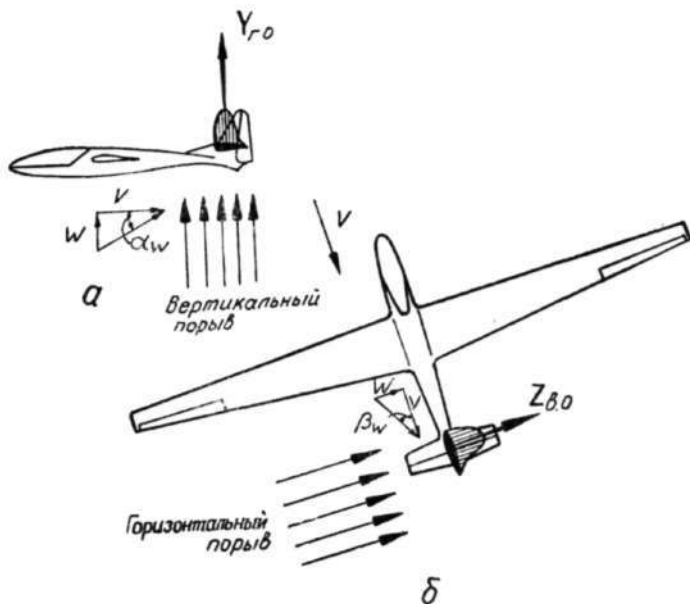


Рис. 73. Нагрузки оперения при полете в неспокойном воздухе: а — нагрузка горизонтального оперения при действии вертикального порыва; б — нагрузка вертикального оперения при действии бокового порыва

При полете планера на буксирном тросе появляется дополнительная нагрузка горизонтального оперения, уравновешивающая момент от буксирного троса.

Вертикальное оперение находится под воздействием нагрузок, аналогичных описанным выше для горизонтального оперения.



Нагрузка на элероны, естественно, больше всего в случае их полного отклонения при предельно допустимой скорости полета  $V_{max}$ .

### в) Нагрузки на фюзеляж планера

Фюзеляж планера нагружается как аэродинамическими силами от оперения (собственные аэродинамические силы фюзеляжа невелики), так и силами собственного веса и веса всех предметов, размещенных в нем (при наличии перегруз-

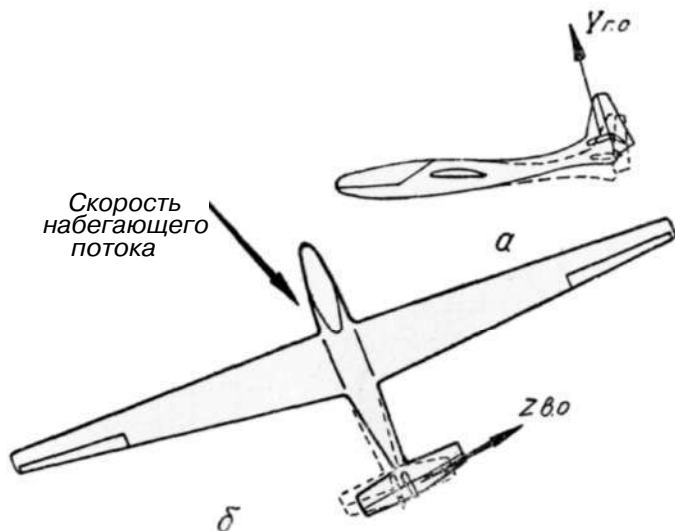


Рис. 74. Нагрузки фюзеляжа от сил, действующих на горизонтальное и вертикальное оперение: *a* — при действии подъемной силы горизонтального оперения фюзеляж изгибается в вертикальной плоскости; *б* — при действии боковой силы вертикального оперения фюзеляж изгибается в горизонтальной плоскости и скручивается

ки к весу всех предметов добавляются силы инерции, в результате чего все веса как бы увеличиваются в  $n_y$  раз).

Подъемная сила горизонтального оперения приводит к изгибу фюзеляжа в вертикальной плоскости (рис. 74,а). Боковая сила на вертикальном оперении вызывает изгиб фюзеляжа в горизонтальной плоскости (рис. 74,б) и кручение его вокруг продольной оси.

### г) Нагрузки на взлетно-посадочные приспособления

Лыжное и колесное шасси нагружаются реакцией земли, которая возникает при касании планером земли.

Буксировочный замок нагружается силой тяги троса или амортизатора, направленной под различными углами к планеру.

### 3. ПРОЧНОСТЬ ПЛАНЕРА

Прочностью планера называют его способность выдерживать различные нагрузки без поломок каких-либо агрегатов или деталей.

При этом внешние и внутренние изменения форм частей планера должны находиться в упругих пределах, т. е. после снятия нагрузки эти части должны возвращаться к первоначальному **состоянию**.

#### а) Эксплуатационные и разрушающие нагрузки

##### Запас прочности

Так как планеры строятся для различных целей (например, для первоначального обучения, для парения, пилотажа и т. д.), то и их прочность должна быть различной. Она определяется в соответствии с теми условиями полета, которые предусматриваются назначением планера. Поэтому с самого начала проектирования планер относят к какому-либо классу, который характеризуется допускаемыми в эксплуатации режимами полета. Существует, например, класс учебных планеров, на которых не разрешается выполнение фигур пилотажа, а допускаются только режимы прямолинейного планирования и спирали. Примером планера учебного класса является планер А-1 (рис. 75). Имеется также класс ограни-

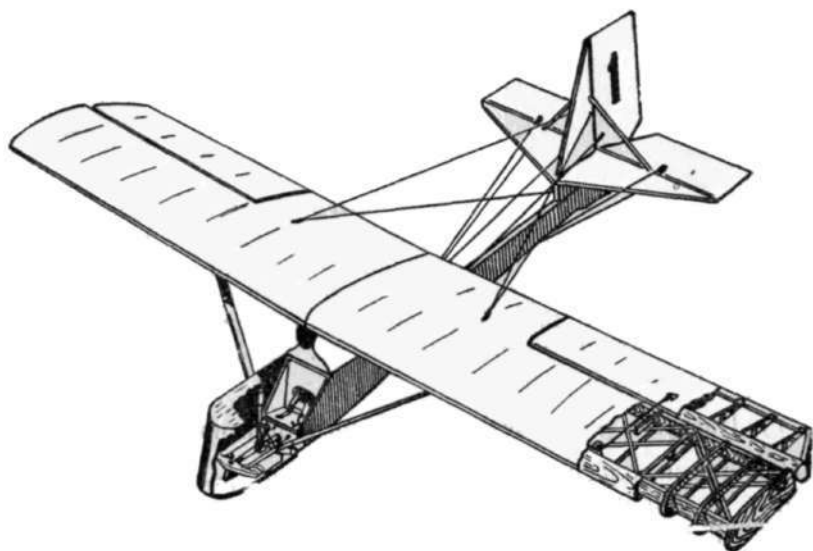


Рис. 75. Учебный планер А-1

ченно маневренных планеров, предназначенных для спортивных полетов и тренировки в свободном парящем полете. На планерах этого класса разрешается выполнение фигур пилотажа при ограниченных скоростях полета и парение в сложных метеорологических условиях. Примерами планеров ограниченно маневренного класса могут служить учебный планер «Приморец» (рис. 76), учебно-тренировочный планер «Бланик» (рис. 77), а также рекордный планер А-15 (рис. 78). Наконец самые прочные планеры принадлежат к классу маневренных планеров, предназначенных для воздушной акробатики и парения в сложных метеорологических условиях. Типичным планером маневренного класса является пилотажный планер А-13 (рис. 79).

Для планеров каждого класса задается максимально допустимая скорость полета и величина максимально допустимой эксплуатационной перегрузки. Эти ограничения кладутся в основу расчета на прочность и должны строго соблюдаться при эксплуатации планера. Конечно, исходя из воз-



Рис 76. Учебно-тренировочный планер «Приморец» в полете



Рис. 77. Учебно-тренировочный планер «Бланик» в полете

возможности возникновения в полете нагрузок, несколько больших, чем эксплуатационные, предусматривается также запас прочности. Он необходим и для того, чтобы конструкция планера работала в упругих пределах. Известно, что все материалы, из которых изготавливается планер, при нарастающей нагрузке вначале деформируются и только после этого разрушаются. При нагрузке, не большей примерно  $\frac{2}{3}$  от разрушающей, деформации имеют упругий характер: после снятия нагрузки первоначальные формы агрегатов и деталей планера восстанавливаются (рис. 80). При увеличении нагрузки более  $\frac{2}{3}$  от разрушающей. В агрегатах и деталях планера могут появиться остаточные деформации (рис. 81). В этом случае после снятия нагрузки форма частей планера не восстанавливается: крыло может остаться изогнутым, на его обшивке появятся волны и т. д. Планер хотя и не разрушится, но к дальнейшей эксплуатации станет непригодным. При еще большем увеличении нагрузки наступает в конце концов разрушение конструкции планера (рис. 82).

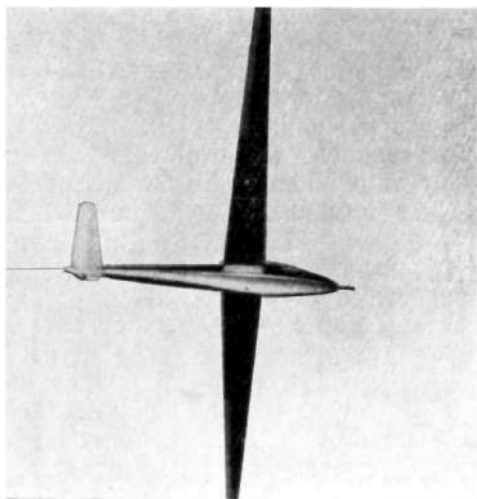


Рис. 78. Рекордный планер А-15 в полете

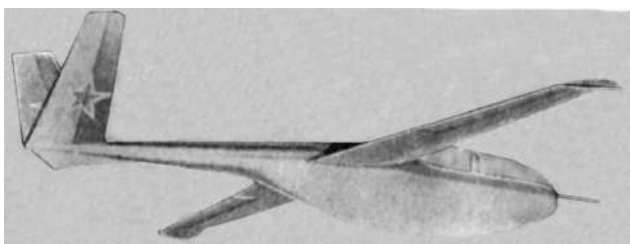


Рис. 79. Пилотажный планер А-13

Отношение разрушающей нагрузки к эксплуатационной называется коэффициентом безопасности и обозначается буквой  $\dot{f}$ . Если разрушающую нагрузку обозначить  $P^p$ , а максимально допустимую эксплуатационную нагрузку —  $P^3_{max}$ , то коэффициент безопасности определится по формуле:

$$\dot{f} = \frac{P^p}{P^3_{max}} . \quad (80)$$

Выше было показано, что нагрузка на элементы конструкции планера прямо пропорциональна перегрузке  $n_y$ . Учитывая это, коэффициент безопасности  $\dot{f}$  можно определить как отношение разрушающей перегрузки  $n^p_y$  к максимально допустимой эксплуатационной  $n^3_{ymax}$ , т. е.:

$$\dot{f} = \frac{n^p_y}{n^3_{ymax}} . \quad (81)$$

Такое определение коэффициента безопасности было дано в главе IV.

Необходимая величина коэффициента безопасности задается в «Нормах прочности спортивных планеров» в зависимости от вида нагружения.

Коэффициент безопасности выбирается таким, чтобы максимальная эксплуатационная нагрузка не оставляла после себя остаточных деформаций, обычно он берется в пределах от 1,5 до 2—2,5.

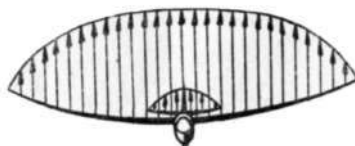
После постройки планера для проверки правильности расчета на прочность проверяется фактическая прочность планера посредством так называемых статических испытаний. Для этого один экземпляр планера изготавливают специально для того, чтобы сломать его в лаборатории. При статических испытаниях этот экземпляр искусственно нагружают силами, имитирующими силы, действующие в полете (рис. 83). Нагрузка постепенно увеличивается, и попутный замер деформаций показывает, что они вначале растут пропорционально нагрузке. С некоторой величины нагрузки деформации начинают расти быстрее, чем нагрузка. Это так называемый «предел пропорциональности». Максимальные эксплуатационные нагрузки должны быть не выше этого предела.



*Планер перед погружением*



*Планер под нагрузкой, не превышающей предельную эксплуатационную (упругие деформации)*



*Планер под нагрузкой, превышающей предельную эксплуатационную, но меньшей разрушающей (пластические деформации)*



*Планер после снятия нагрузки (деформаций нет)*



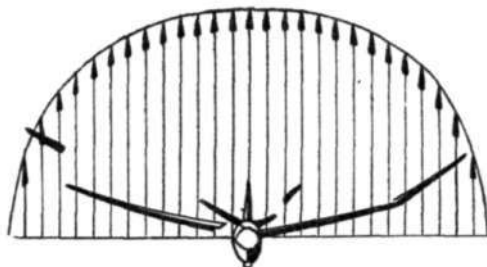
*Планер после снятия нагрузки (имеются остаточные деформации)*

Рис. 80. Упругие деформации планера под действием нагрузки, не превышающей  $\frac{2}{3}$  от разрушающей

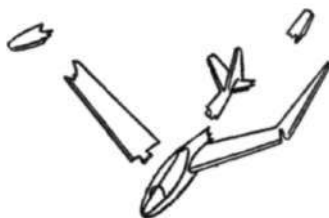
Рис. 81. Остаточные деформации планера, появившиеся в результате действия нагрузки большей, чем  $\frac{2}{3}$  от разрушающей



*Планер перед нагружением*



*Планер под нагрузкой, превышающей разрушающую*



*Планер после снятия нагрузки*

Рис. 82. Разрушение планера в результате действия нагрузки большей, чем разрушающая

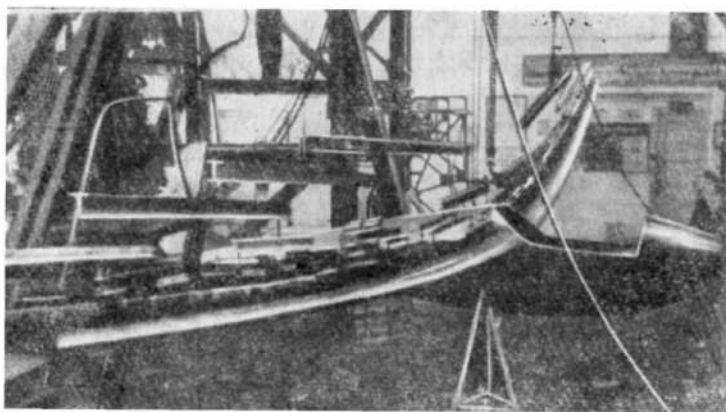


Рис. 83. Лабораторные статические испытания прочности планера. Видно, как изогнулось крыло под действием нагрузки

Нагрузку при статических испытаниях продолжают увеличивать до тех пор, пока не произойдет поломка какой-либо части планера. Если планер сломается при нагрузке, равной или немного большей расчетной (разрушающей), то его конструкция правильна. Если разрушение произойдет при нагрузке, значительно большей, чем расчетная, то планер пережелезен, если при меньшей — планер недостаточно прочен и должен быть усилен ил» переконструирован.

## б) Расчетные случаи нагружения планера

Планер, эксплуатирующийся в разрешенных пределах, т. е. при перегрузке  $n_y$ , меньшей  $n_y^{max}$ , и при скоростном напоре  $q$ , меньшем  $q_{max}$ , не должен разрушиться или получить остаточные деформации, каково бы ни было сочетание параметров, характеризующих режим его полета. Однако сочетаний параметров в полете может быть бесчисленное множество и рассчитать их все невозможно. Поэтому при расчете выбирают несколько самых тяжелых случаев нагружения и для них проверяют достаточность прочности планера. В остальных, более легких случаях прочность планера будет заведомо достаточной.

Выбор наиболее тяжелых случаев нагружения производится на основе теоретических и экспериментальных исследований по определению аэродинамических сил, анализа имевших место случаев поломок частей планеров и анализа лабораторных испытаний прочности планеров. Определенные таким образом наиболее тяжелые, или, как их называют, расчетные случаи описаны в «Нормах прочности спортивных планеров». Опыт эксплуатации показывает, что если прочность планера удовлетворяет случаям, заданным нормами прочности, то и во всех остальных эксплуатационных (разрешенных) условиях она достаточна.

Что же собой представляют расчетные случаи полета? Мы уже перечисляли их в главе IV при определении перегрузок, действующих на планер.

Первым из них является случай *A*, соответствующий полету планера при максимально допустимой эксплуатационной перегрузке  $n_y^{max}$  и при максимальном коэффициенте подъемной силы крыла  $c_{y_{max}}$  (рис. 84). Скоростной напор в случае *A* определяется из того условия, что подъемная сила  $Y$  равна весу планера, умноженному на перегрузку, т. е.

$$Y_A = G \cdot n_y^{max} \quad (82)$$

или

$$c_{y_{max}} S q_A = G \cdot n_y^{max}, \quad (83)$$



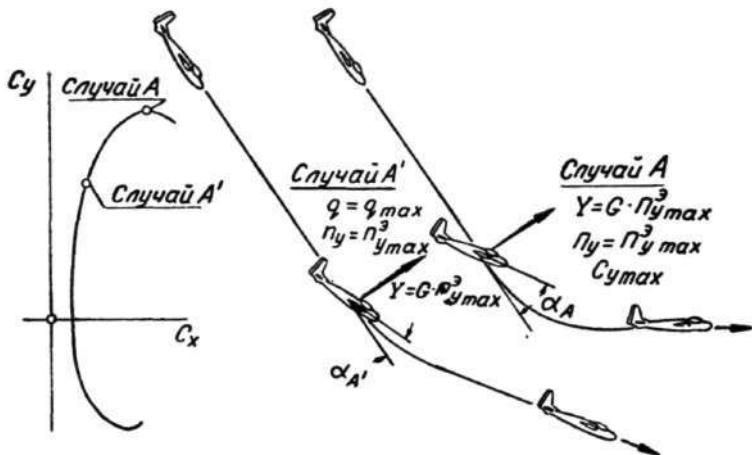


Рис. 84. Расчетные случаи  $A$  и  $A'$

откуда

$$q_A = \frac{G n^3_{y \max}}{c_{y \max} S}. \quad (84)$$

Создание максимально допустимой перегрузки  $n^3_{y \max}$  при максимально допустимой скорости полета  $V_{\max}$  или скоростном напоре  $q_{\max}$  определяется в «Нормах прочности» как случай  $A$  (рис. 84).

Коэффициент  $c_y$  в случае  $A'$  определяется из условия:

$$Y_{A'} = c_{yA'} S q_{\max} = G n^3_{y \max}. \quad (85)$$

$$c_{yA'} = \frac{G n^3_{y \max}}{S q_{\max}}. \quad (86)$$

Так как скорость  $V_{\max}$  больше, чем скорость в случае  $A$  (равная  $V_{\max. \text{безоп}}$ ), то в случае  $A'$  значение  $c_y$  будет меньше, чем  $c_{y \max}$ .

Суммарная подъемная сила крыла в обоих случаях будет одинаковой, но ее распределение по крылу будет различным. Например, если при  $c_{y \max}$  в центральной части крыла происходит местный срыв потока, то подъемная сила перераспределится: в центральной части она станет меньше, а на концах крыла — больше (рис. 85). За счет этого изменятся и условия нагружения: при  $c_y = c_{y \max}$  изгибающие моменты у корня крыла будут больше, чем при  $c_y < c_{y \max}$ . Обычно бывает трудно сказать, какой из этих случаев нагружения будет более тяжелым. Поэтому при расчете прочности их рассматривают оба. Коэффициент безопасности для случаев  $A$  и  $A'$  принимается равным 1,5.

Случаями, аналогичными  $A$  и  $A'$ , но «противоположными», будут случаи  $D$  и  $D'$ . Эти случаи определяют прочность крыла при перегрузке  $n^3_{y \min}$ , т. е. при максимальном нагруже-

нии его аэродинамическими силами вниз (рис. 86). Коэффициент безопасности  $f$  в случаях  $D$  и  $D'$  принимается равным 1,5.

Случаи  $A$ ,  $A'$  и  $D$ ,  $D'$  характеризуют наиболее тяжелые условия работы крыла на изгиб. Однако условия нагружения

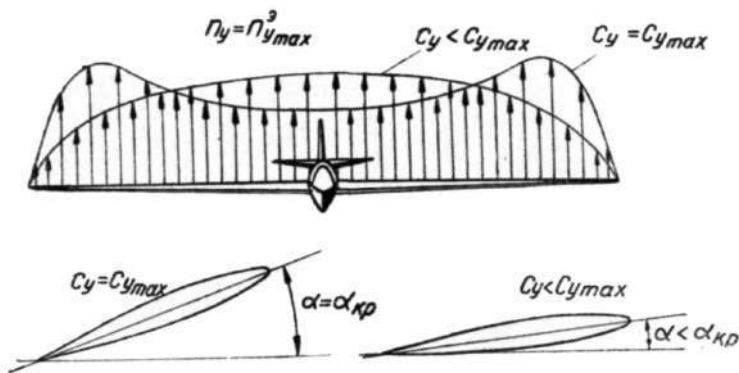


Рис 85. Распределение подъемной силы по размаху крыла при различных углах атаки

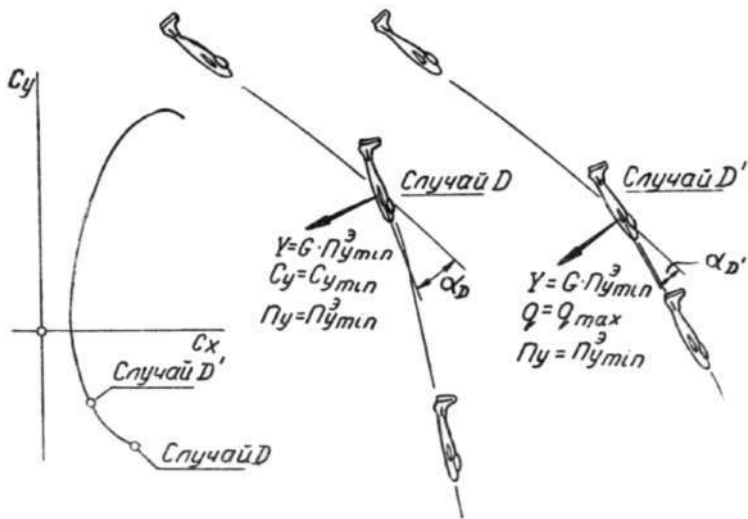


Рис. 86. Расчетные случаи  $D$  и  $D'$

крутящими моментами в случаях  $A$  и  $A'$  могут быть и не самыми тяжелыми. Мы уже говорили, что при приближении суммарной подъемной силы к нулю на крыло действует распределенная нагрузка, закручивающая его. Если скоростной напор при этом велик, то и действующие на крыло крутящие

моменты могут достигать больших величин. Для проверки прочности крыла на кручение вводятся случаи **B** и **C**. Оба они рассматривают полет планера при максимальном скоростном напоре  $q_{max}$ . Случай **B** соответствует полету при перегрузке  $0,5 n_{y_{max}}$  (на среднем угле атаки), а случай **C** — полету при отсутствии подъемной силы крыла, т. е. при  $c_y$

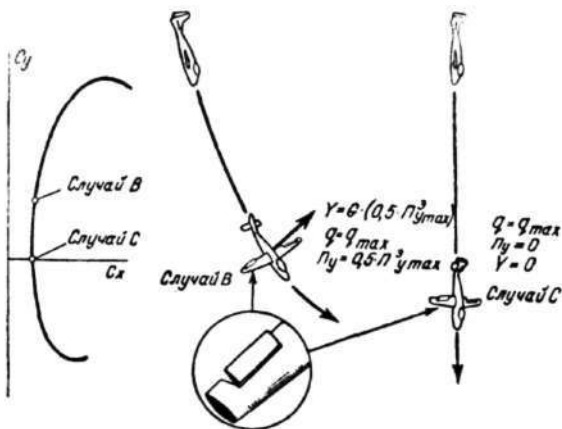


Рис. 87. Расчетные случаи **B** и **C**

и  $n_y$ , равных нулю (рис. 87). Элероны в обоих случаях считаются отклоненными, что еще больше увеличивает крутящие моменты.

Коэффициент безопасности  $f$  в случаях **B** и **C** принимается равным 2.0.

Прочность крыла проверяется также для несимметричного нагружения, когда на одном полукрыле действует полная нагрузка, а на другом уменьшенная на 20 или 30%. При расчете прочности планера рассматриваются все посадочные случаи, описанные в главе IV (случаи **E**, **R**, **F**, **G**), а также случаи запуска планера с лебедки и полета на буксире (случаи **H** и **F**).

При расчете горизонтального оперения, кроме уравновешивающих нагрузок в случаях **A**, **A'**, **B**, **C**, **D** и **D'**, рассматриваются: нагрузка от действия неспокойного воздуха, маневренная нагрузка, уравновешивающая нагрузка при полете на буксирном тросе, а также различные случаи несимметричного нагружения и одновременного нагружения горизонтального и вертикального оперения.

Вертикальное оперение рассчитывается на маневренные нагрузки и нагрузки от действия неспокойного воздуха. Прочность фюзеляжа рассчитывается на все случаи нагружения крыла и хвостового оперения, а также на все посадочные случаи.

---

## Глава VI

### КОНСТРУКЦИЯ ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ПЛАНЕРА

Познакомившись с нагрузками, действующими на планер в полете, перейдем к рассмотрению конструкции основных частей планера, воспринимающих эти нагрузки.

Иметь представление о конструкции планера и ее работе спортсмену нужно для правильного управления планером, для сознательного отношения к его поведению, как конструкции, в воздухе и при посадке.

Подробный разбор конструкции планеров выходит за рамки настоящей книги. Однако мы постараемся дать необходимые представления о распространенных конструктивных решениях основных агрегатов: крыла, оперения, фюзеляжа, поверхностей управления и взлетно-посадочных приспособлений.

#### 1. КРЫЛО

Как уже говорилось ранее, крыло в полете должно воспринимать изгибающий и крутящий моменты и перерезывающую силу. Кроме того, так как эти нагрузки передаются конструкции крыла через обшивку, обшивка работает на отрыв от каркаса или продавливание внутрь.

Обычно внутри частей планера давление можно считать приблизительно равным давлению окружающей атмосферы, но если в обшивке имеются отверстия, то внутри данной части планера распространится давление, равное наружному давлению у отверстия. Например, отверстие в передней кромке крыла увеличивает нагрузку, отрывающую верхнюю обшивку крыла от каркаса.

Конструкция крыла при возможно меньшем весе должна обеспечивать заданную для данного типа планера прочность и достаточную жесткость. Необходимость высокой прочности, вытекающая из возможности получения в полете больших нагрузок, очевидна и не требует дополнительных пояснений. Жесткость нужна крылу для сохранения его формы и преду-

преждения реверса элеронов, флаттера и заклинивания элементов системы управления. В то же время требования к прочности и жесткости крыла не должны быть чрезмерными, так как их выполнение привело бы к ненужному усилению конструкции и ее утяжелению.

Крыло планера должно быть возможно более простым по конструкции, дешевым и удобным в эксплуатации. Удовлетворить сразу всем этим требованиям невозможно, поэтому в зависимости от назначения планера, технологических возможностей его постройки, допустимой стоимости и т. д. выбирается тот или иной тип конструкции.

В настоящее время наиболее распространенными конструктивными схемами крыла являются: однолонжеронная, двухлонжеронная с работающей обшивкой и двухлонжеронная с неработающей обшивкой.

Рассмотрим каждую из этих схем, иллюстрируя ее конструкциями крыльев отдельных отечественных и зарубежных планеров.

### **а) Однолонжеронное крыло**

Однолонжеронное крыло является одной из наиболее распространенных схем. Оно характерно наличием одного мощного лонжерона, проходящего по всему размаху. В настоящее время при проектировании планеров употребляются чаще всего две разновидности однолонжеронного крыла: одноконтурное и двухконтурное. При одноконтурной схеме лонжерон, расположенный на 30—40% хорды крыла, образует вместе с толстой обшивкой носка крыла в сечении замкнутый контур (рис. 88, *а*). Обшивка носка обычно подкрепляется нервюрами, иногда в ее передней части ставятся стрингеры или хотя бы один носовой стрингер, служащий для подкрепления крыла при изгибе в горизонтальной плоскости. При такой конструктивной схеме изгибающий момент и перерезывающая сила воспринимаются лонжероном, а крутящий момент — замкнутым передним контуром.

Примером однолонжеронной конструкции является крыло рекордного планера А-15 (рис. 89). Каркас этого крыла состоит из лонжерона и 29 нервюр. Лонжерон имеет две полки, выполненные из дюралюминиевых профилей, и дюралюминиевую стенку, подкрепленную угольниками. Обшивка носка от корневой части крыла до середины его размаха выполнена из листового дюралюминия толщиной 1,5 мм, а далее из того же материала толщиной 1 мм. Нервюры изготовлены из листового материала, причем их носовая часть для получения большей точности профиля крыла состоит из двух половин, верхней и нижней, не связанных жестко между собой.

Мощный лонжерон в сочетании с толстой подкрепленной

нервюрами обшивкой носа образует контур, хорошо сопротивляющийся как изгибу, так и кручению.

Следует отметить, что однолонжеронная одноконтурная схема является очень распространенной.

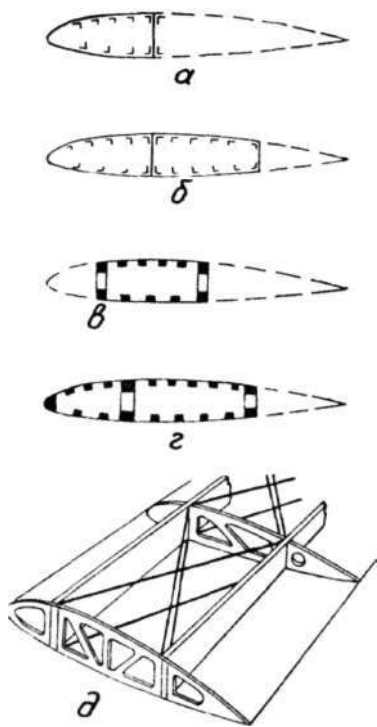


Рис. 88. Конструктивные схемы крыльев планеров: *а* — однолонжеронное одноконтурное крыло; *б* — однолонжеронное двухконтурное крыло; *в* — двухлонжеронное одноконтурное крыло; *г* — двухлонжеронное двухконтурное крыло; *д* — двухлонжеронное крыло с неработающей обшивкой

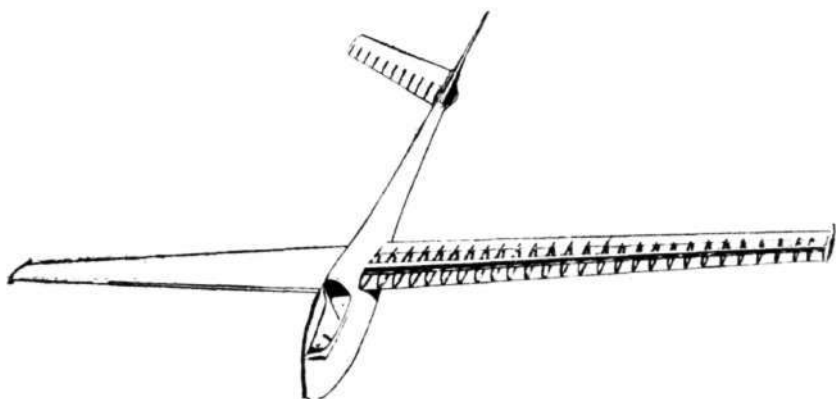


Рис. 89. Конструкция крыла планера А-15

Несколько менее распространенным является однолонжеронное двухконтурное крыло. При этой схеме, кроме контура, образованного лонжероном и обшивкой носка, имеется другой контур, образованный лонжероном, обшивкой и задней стенкой, которую часто называют вспомогательным или ложным лонжероном (рис. 88, б). Обшивка в этом случае обычно подкрепляется стрингерами. При такой схеме крыла изгибающий момент воспринимается не только главным лонжероном, но и верхней и нижней панелями обшивки, подкрепленными стрингерами. Вспомогательный лонжерон практически не воспринимает изгибающего момента, но его стенка вместе со стенкой главного лонжерона участвует в восприятии перерезывающей силы. Крутящий момент воспринимается обоими контурами, что обеспечивает высокую жесткость крыла при кручении.

Примером однолонжеронной двухконтурной конструкции является крыло планера «Бланик» (рис. 90). Оно состоит из главного лонжерона, вспомогательного лонжерона, расположенного у задней кромки, нервюр и обшивки толщиной 1,2—0,8 мм, подкрепленной стрингерами. Двухконтурная конструктивная схема обеспечивает крылу очень большую жесткость. Так, частота крутильных колебаний крыла, характеризующая жесткость при кручении, получается у крыла планера «Бланик» почти в два раза большей, чем у других планеров.

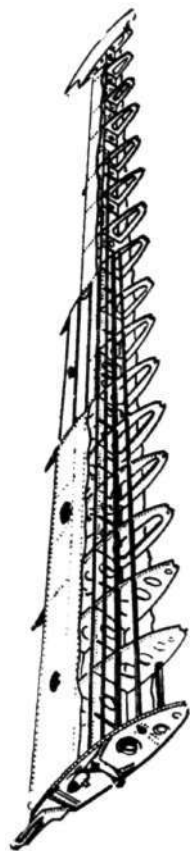


Рис. 90. Конструкция крыла планера «Бланик»

#### б) Двухлонжеронное крыло с работающей обшивкой

Двухлонжеронная схема с работающей обшивкой применяется значительно реже однолонжеронной. Однако имеются планеры с крыльями, выполненными и по этой схеме или по ее разновидностям.

Как говорит само название, в крыле имеется два лонжерона, каждый из которых участвует в восприятии изгибающего момента. Для более равномерного распределения нагрузки между ними передний лонжерон располагается не на 30—40% хорды крыла, как это делается у однолонжеронного крыла, а на 15—20% хорды. Обшивка подкрепляется стрингерами и участвует в восприятии изгибающего момента. Крутящий момент воспринимается в зависимости от конструкции

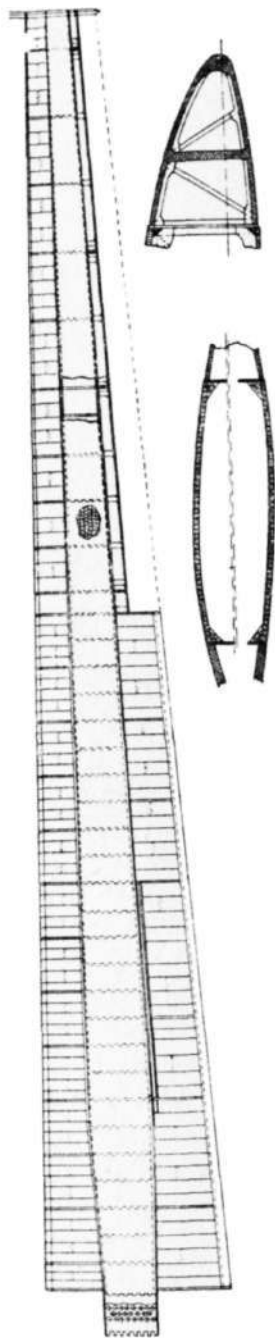


Рис. 91. Конструкция крыла планера МАИ-60



либо одним контуром, образованным лонжеронами и подкрепленной обшивкой (рис. 88,б), либо двумя контурами, т. е. указанным выше контуром и контуром, образованным передним лонжероном и обшивкой носка (рис. 88,з). Перерезывающая сила воспринимается стенками лонжеронов. Если от двух лонжеронов остаются только стенки, а весь изгибающий момент воспринимается толстой сильно подкрепленной обшивкой, расположенной между стенками, то такая конструкция называется «кессонной». Здесь вся центральная часть крыла превращается в один широкий лонжерон коробчатого сечения. Так, например, выполнено крыло опытного планера МАИ-60 (рис. 91). Силовой набор этого крыла состоит из двух лонжеронов-стенок, нервюр и стрингеров с обшивкой; стрингеры склеены друг с другом и образуют вместе с фанерной обшивкой толстые панели. Эти панели вместе с лонжеронами-стенками образуют замкнутый контур — «кессон», идущий по всему размаху крыла и воспринимающий как изгибающий, так и крутящий момент. Носовые части нервюр, выполненные из пенопластового заполнителя, служат для сохранения формы носка и для передачи нагрузок на каркас. В целом крыло представляет собой прочную и жесткую конструкцию. Стыковка крыла производится по всей ширине верхней и нижней панелей. Такую конструкцию, собственно говоря, даже трудно назвать двухлонжеронной.

### **в) Двухлонжеронное крыло с неработающей обшивкой**

Двухлонжеронное крыло с неработающей обшивкой в отношении его прочностных и весовых качеств менее выгодно, чем рассмотренные выше конструктивные схемы. Однако благодаря простоте изготовления и дешевизне эта схема часто применяется на учебных планерах. У крыла, построенного по двухлонжеронной схеме с неработающей обшивкой (см. рис. 88,д), изгибающий момент и перерезывающая сила воспринимаются лонжеронами, а крутящий момент — пространственной фермой, образованной лонжеронами, нервюрами и расчалками. Крыло обтягивается полотняной обшивкой, воспринимающей только воздушную нагрузку, и обычно подкрепляется подкосами. Примером подобной конструкции является крыло учебного планера А-1 (см. рис. 75).

## **2. ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ**

Хвостовое оперение планеров выполняется либо по классической схеме со стабилизатором и килем, либо по довольно распространенной в настоящее время V-образной схеме (рис. 92).

Конструктивно и с точки зрения восприятия нагрузок хвостовое оперение сходно с крылом и в большинстве случаев имеет такую же схему, как и крыло. На рис. 93 приведена



Рис. 92. V-образное хвостовое оперение планера А-15

---

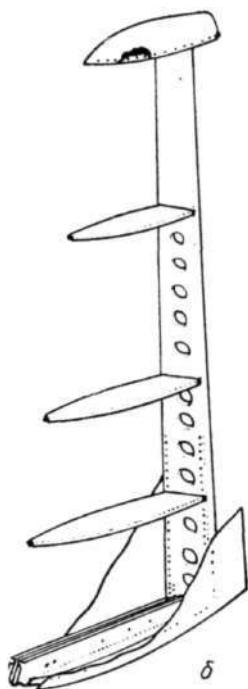
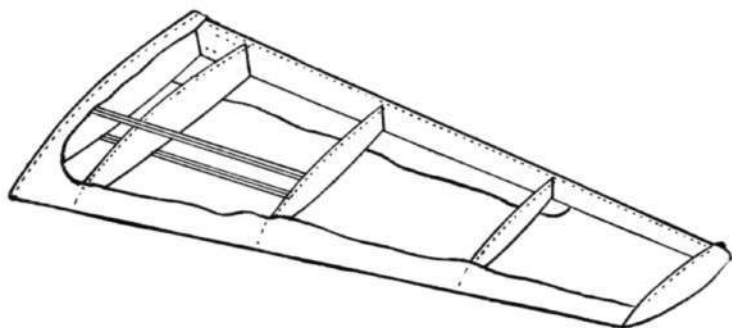


Рис. 93. Хвостовое оперение планера «Бланик»: а — стабилизатор; б—киль

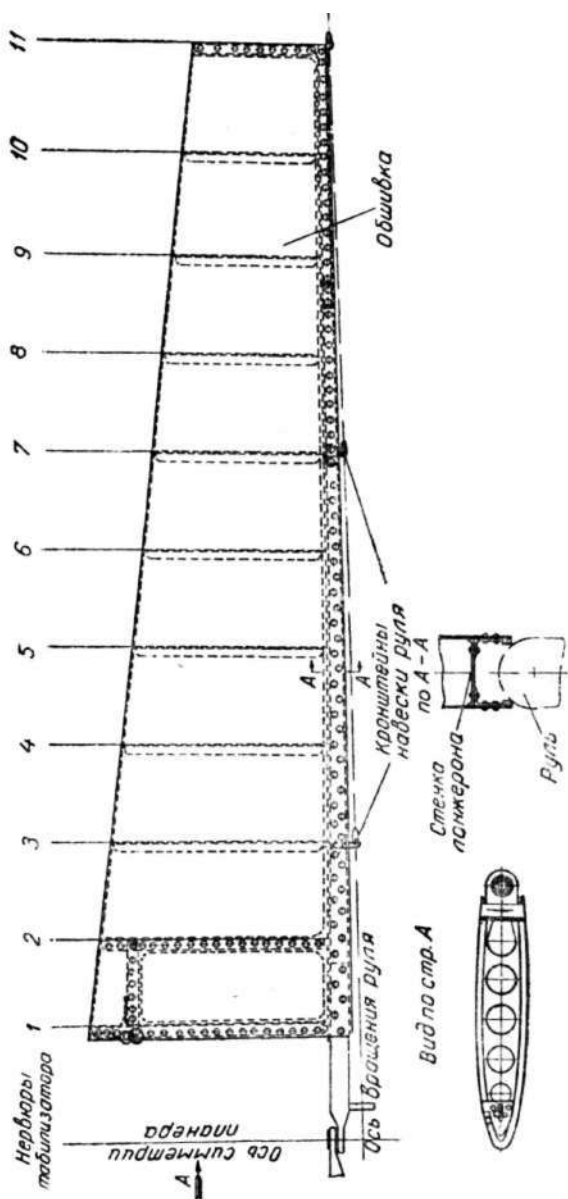


Рис. 94. Стабилизатор V-образного оперения планера А-15

конструкция стабилизатора и киля планера «Бланик», а на рис. 94 — стабилизатора V-образного оперения планера А-15. Все они выполнены по однолонжеронной схеме с работающей дюралюминиевой обшивкой.

На учебных планерах оперение чаще всего делается с неработающей полотняной обшивкой.

### 3. ФЮЗЕЛЯЖ

На тренировочных и рекордных планерах фюзеляж представляет собой обтекаемой формы балку, воспринимающую изгиб, кручение и перерезывающую силу. Конструкция фюзеляжа (рис. 95) осуществляется по ферменной (*a*), лонжерон-

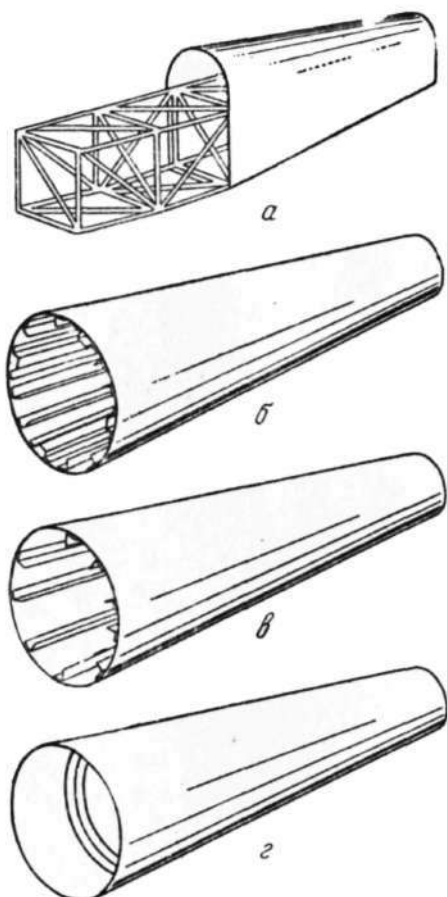


Рис. 95. Конструктивные схемы фюзеляжей планеров: *a* — ферменная схема; *b* — лонжеронная схема (полумонок); *c* — стрингерная схема (полумонок); *d* — монококовая схема

ной (б), стрингерной (в) и монококовой (г) схеме. Вторую и третью из этих схем часто называют также полумонококовой.

В ферменной конструкции изгиб и кручение воспринимаются пространственной фермой. Обшивка, подкрепленная легкими стрингерами и поперечными «формерами», образует

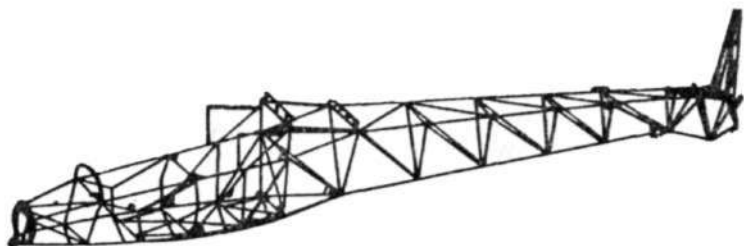


Рис. 96. Фюзеляж планера «Пионер», выполненный по ферменной схеме

только внешнюю форму. Примером фюзеляжа ферменной конструкции может служить фюзеляж планера «Пионер» (рис. 96).

Лонжеронной называется конструкция, состоящая из мощных лонжеронов и слабого набора стрингеров и шпан-

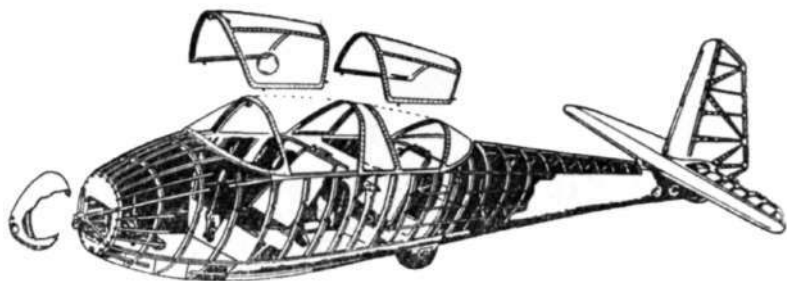


Рис. 97. Конструкция фюзеляжа планера Ш-18. Лонжероны имеют большую толщину, чем стрингеры

гоутов, с неработающей или частично работающей обшивкой. Примером лонжеронной конструкции может служить фюзеляж планера Ш-18 конструкции Б. Н. Шереметева. Каркас этого фюзеляжа состоит из четырех лонжеронов, стрингеров и 29 шпангоутов (рис. 97).

Стрингерной называется конструкция, состоящая из обшивки и сети стрингеров и шпангоутов. По этой схеме выполнен фюзеляж планера А-9 (рис. 98).

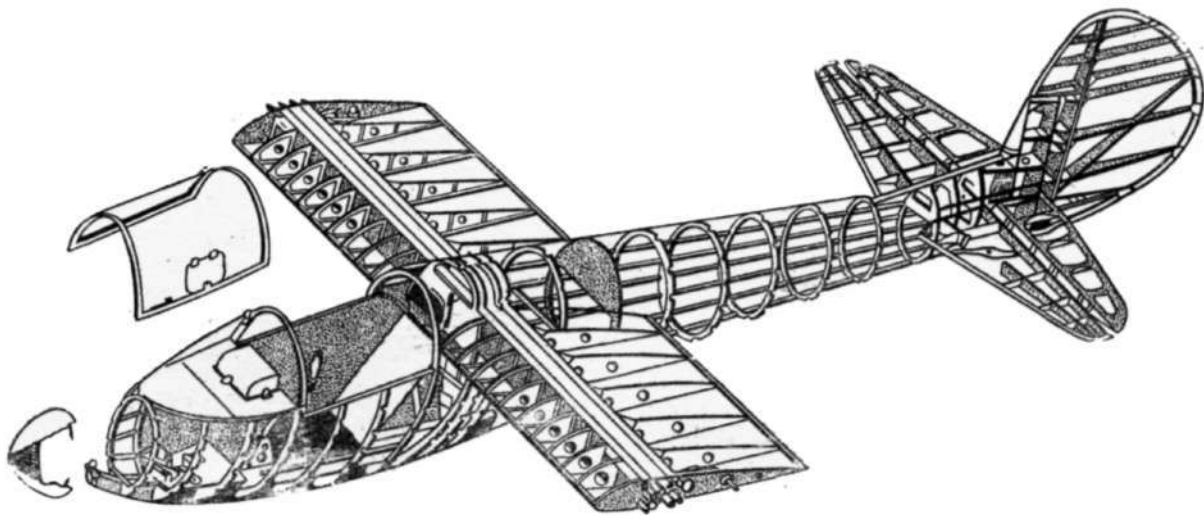


Рис. 98. Конструкция фюзеляжа планера А-9.  
Все элементы продольного набора (стрингеры) имеют одинаковую толщину.

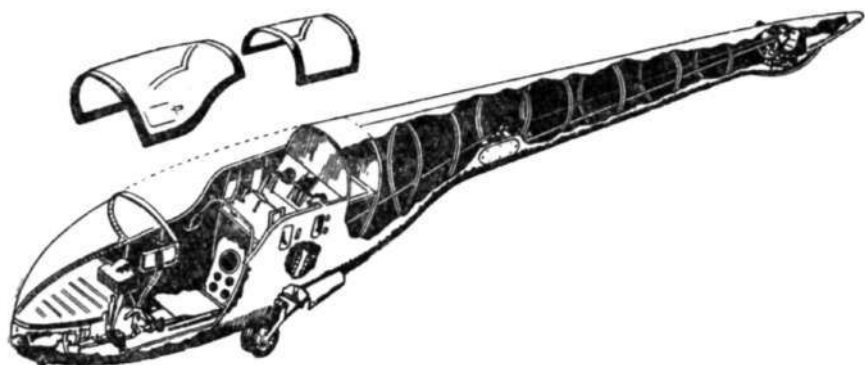


Рис. 99. Конструкция фюзеляжа планера А-13. Фюзеляж не имеет стрингеров. Нагрузки воспринимаются толстой, подкрепленной шпангоутами и обшивкой.

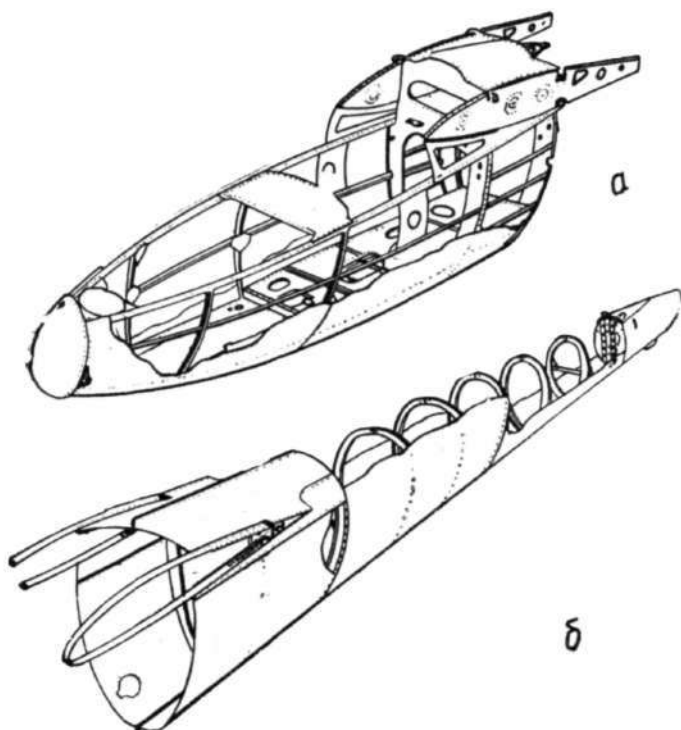


Рис. 100. Конструкция фюзеляжа планера «Бланик»: *а* — передняя часть фюзеляжа выполнена по лонжеронной схеме; *б* — задняя часть фюзеляжа выполнена по монококовой схеме

В настоящее время широкое распространение получила конструкция «монокок», представляющая собой толстую обшивку, подкрепленную только шпангоутами. Обшивка в такой конструкции является основным работающим элементом. Примером монококовой конструкции может служить фюзеляж планера А-13 (рис. 99).

Передняя часть фюзеляжа очень ослабляется вырезами под крыло и фонарь кабины, поэтому иногда (например, у планера «Бланик») задняя часть фюзеляжа выполнена по монококовой схеме, а передняя — по лонжеронной (рис. 100).

У учебных планеров фюзеляж в обычном смысле слова, как правило, отсутствует. Он заменяется плоской фермой или балкой, расчаленной к крылу, (см. рис. 75). Расчалки в этом случае служат для подкрепления балки при боковом изгибе и при кручении.

#### **4. ПОВЕРХНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ПЛАНЕРА**

Конструкция поверхностей управления, т. е. элеронов, руля высоты и руля направления (а также рулей V-образного хвостового оперения), на большинстве планеров сходна. Обычно поверхности управления обтягиваются неработающей полотняной обшивкой, а силовым элементом служит лонжерон, который совместно с жесткой обшивкой носка образует замкнутый контур, воспринимающий изгибающий и крутящий моменты и перерезывающую силу. В качестве примера такой конструкции на рис. 101 приведены элерон, руль высоты и руль направления планера «Бланик». На учебных планерах, где нагрузки на рули невелики, вместо контура, образованного лонжероном и жесткой обшивкой носка, ограничиваются только лонжероном.

#### **5. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА**

Для взлета и посадки на планерах используется либо лыжное, либо колесное шасси. Лыжное шасси применяется чаще на учебных планерах. Примером планера с лыжным шасси может служить учебный планер А-1 (см. рис. 75).

На большинстве планеров остальных типов устанавливается колесное шасси. Оно обычно состоит из одного основного колеса, расположенного вблизи центра тяжести планера, и хвостовой опоры. Встречаются следующие разновидности колесного шасси: с амортизацией и без амортизации, убирающееся и неубирающееся. Примером убирающегося шасси с амортизатором является шасси планера А-15 (рис. 102). Хвостовая опора также иногда делается амортизирующей (рис. 104).



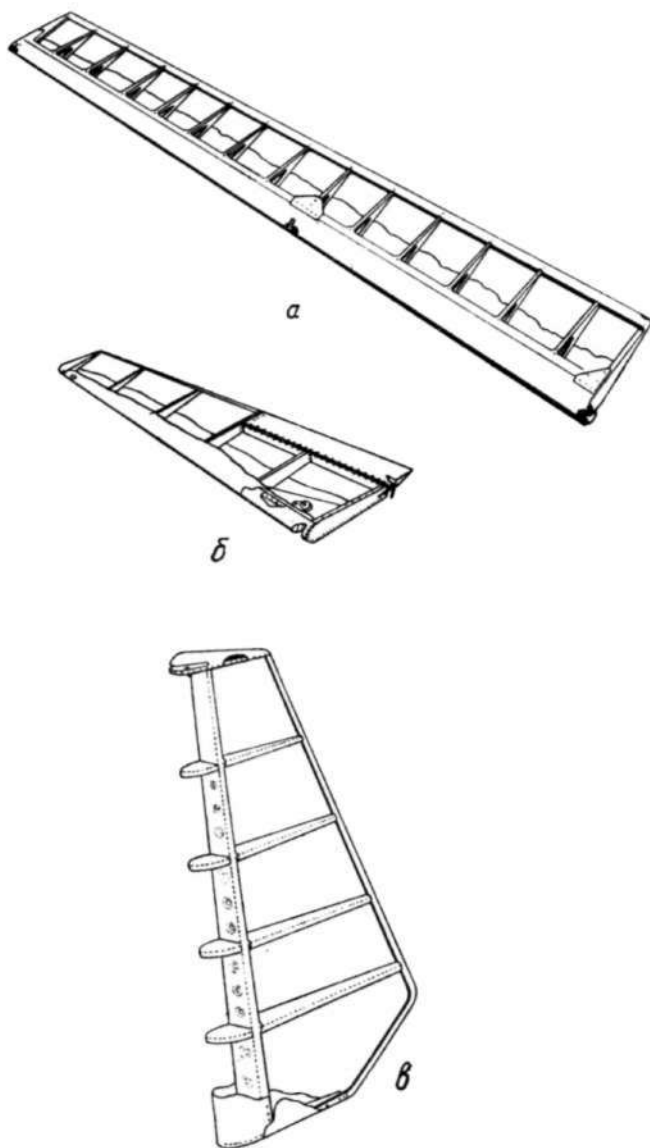


Рис. 101. Конструкция поверхностей управления планера «Бланик»:  
*a* — элерон; *б* — руль высоты; *в* — руль направления

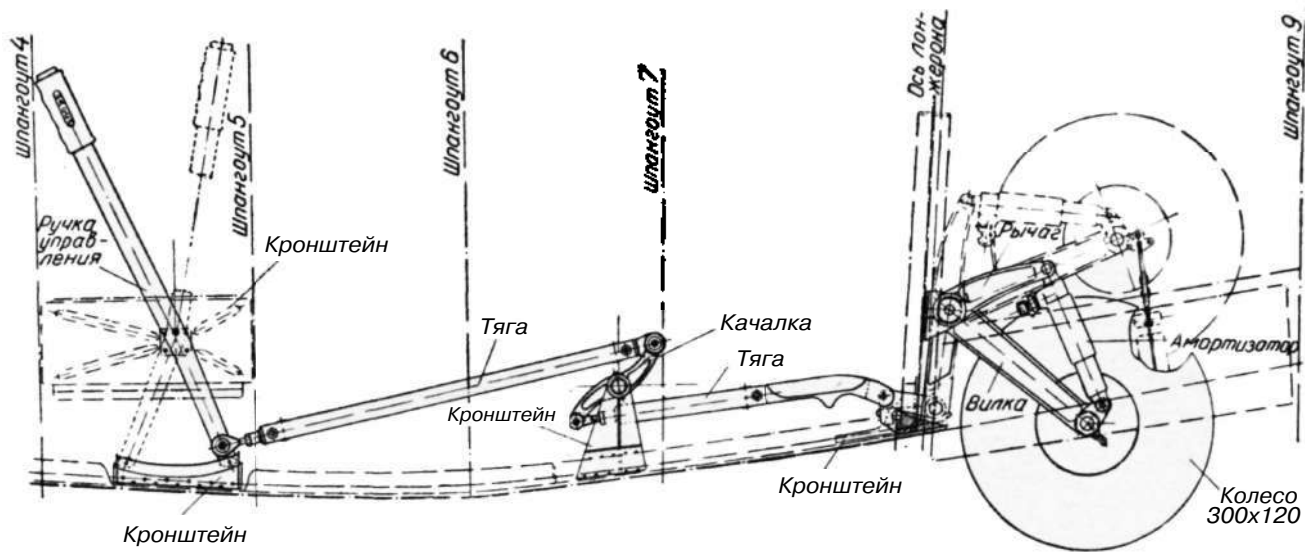


Рис. 102. Убирающееся колесное шасси с амортизатором планера А-15

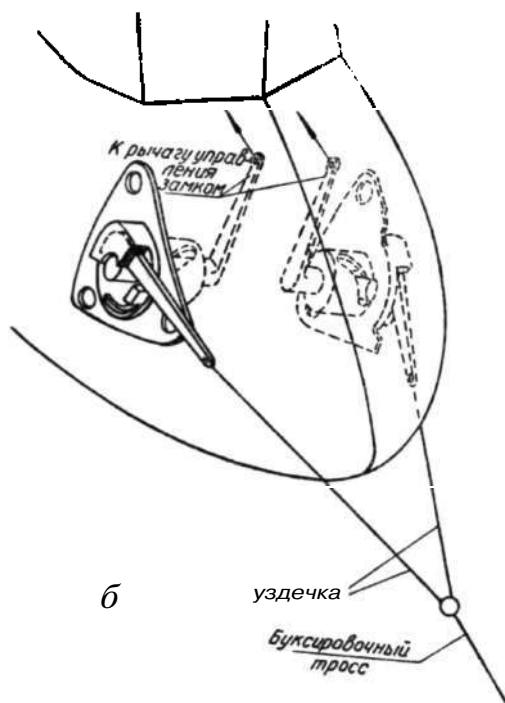
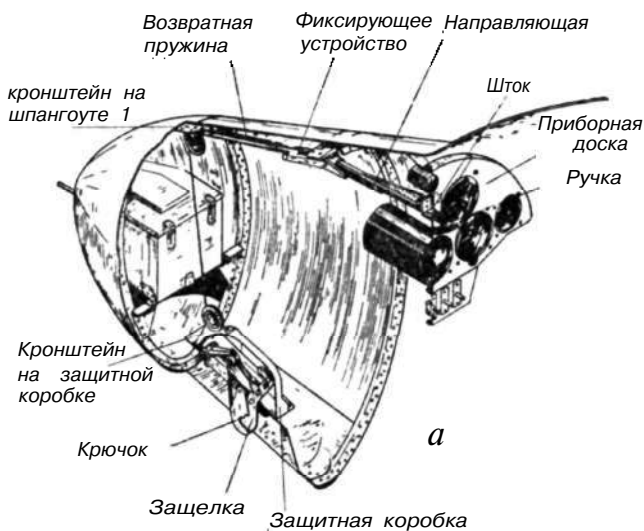


Рис. 103. Варианты буксирных замков планера:

*а* — нижний буксирный замок; *б* — буксирный замок для крепления троса «уздечкой»

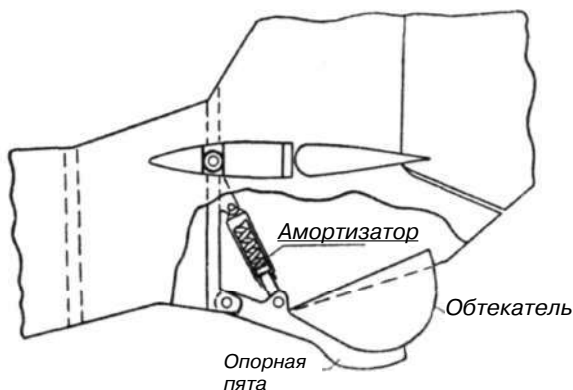


Рис. 104. Амортизирующая хвостовая опора

Буксирный замок устанавливается либо в передней части фюзеляжа, внизу, либо ближе к центру тяжести планера, с креплением к нему троса «уздечкой» (рис. 103). Обычно, во избежание аварийной ситуации при ошибках пилотирования, предусматривается автоматическое открытие буксирного замка, если угол подхода троса к планеру превысит  $50-70^\circ$ .

## Глава VII

### ПИЛОТИРОВАНИЕ ПЛАНЕРА

В предыдущих главах мы рассмотрели аэродинамические силы, действующие на планер, способы оценки условий полета по различным признакам, познакомились с методами определения перегрузки и нагрузок на конструкцию планера в различных условиях полета. На основании всех этих сведений можно высказать ряд практических рекомендаций по пилотированию планера.

#### 1. ЧТО ДОЛЖЕН ЗНАТЬ ПЛАНЕРИСТ О ПРОЧНОСТИ И ПИЛОТИРОВАНИИ ПЛАНЕРА

Как уже говорилось, конструкция планера в зависимости от его назначения рассчитана на воздействие определенных нагрузок, превышение которых может вызвать остаточную деформацию или разрушение частей планера. Для каждого планера существуют определенные эксплуатационные условия, в пределах которых его прочность гарантируется. Чтобы на деле обеспечить выполнение этих условий, каждый планерист должен твердо знать о своем планере следующее:

- 1) какая максимальная положительная и отрицательная перегрузка ( $n_{y,max}^{\circ}$  и  $n_{y,min}^{\circ}$ ) разрешена для данного планера;
- 2) какова максимально допустимая скорость полета планера ( $V_{max}$ );
- 3) какова предельно допустимая скорость полета планера на буксире;
- 4) на какой наибольшей скорости можно выпускать тормозные щитки и закрылки;
- 5) какие фигуры пилотажа и на каких скоростях разрешено выполнять на данном планере.

В качестве примера мы приводим табл. 1, в которой перечисленные выше ограничения даны для планеров А-15 и А-13.

На двухместных планерах ограничения для одноместного варианта могут быть не такими «тесными», особенно при выполнении фигур высшего пилотажа.

Планерист в полете должен строго придерживаться су-

## ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ ПЛАНЕРОВ А-15 и А-13

Ограничиваемые величины	А-15	А-13
$n^{\circ} y_{max}$	6 (при весе 360 кг)	8
$n^{\circ} y_{min}$	-3	-6
$V_{max}$ в свободном полете, км/час .	250	350
$V_{max}$ в буксирном полете, км/час .	140	250
$V_{max}$  выпуска тормозных щитков, км/час	250	350
$V_{max}$ выпуска закрылков, км/час	120	
Ограничения по скорости полета при выполнении фигур пилотажа, км/час .	180	

шествующих для планера ограничений. Так, если перегрузка, например, вследствие резкого взятия ручки на себя стала слишком большой, необходимо ручку управления немедленно отклонить от себя. При возникновении больших отрицательных перегрузок следует без промедления взять ручку на себя. На планерах, как правило, прибор, указывающий величину перегрузки, — акселерометр — не устанавливается, поэтому, планерист в полете должен контролировать перегрузку по ощущению в соответствии с указаниями, приведенными в главе IV.

Перегрузку от действия на планер восходящих и нисходящих потоков обычно бывает трудно парировать, так как она возникает внезапно и продолжительность ее действия невелика. Поэтому не допускать больших перегрузок от воздействия вертикальных потоков следует, принимая главным образом «профилактические» меры: перед входом в зону действия сильных вертикальных потоков (например, в облако) необходимо по внешним признакам оценить ожидаемую интенсивность этих потоков и своевременно установить безопасную скорость планирования.

В полете необходимо все время следить за скоростью, не

допуская ее чрезмерного увеличения. Если скорость по каким-либо причинам возросла до предельно допустимой величины, то ее тут же следует уменьшить, отклонив ручку управления на себя, но не создавая при этом чрезмерной перегрузки. Не следует торопиться, стремясь быстрее погасить скорость. Отклоняя ручку управления слишком быстро и на значительную величину, на большой скорости можно превысить предельно допустимую перегрузку  $n_{y,max}^{\circ}$ .

Перед выпуском закрылков и тормозных щитков обязательно надо взглянуть на указатель скорости и проверить, не превышает ли скорость предельно допустимой величины для этих действий. Следует помнить, что выпуск тормозных щитков или закрылков на слишком большой скорости может привести к их поломке, а в некоторых случаях и к возникновению аварийной ситуации.

Ори взлете с помощью лебедки и при полете с превышением на буксире за самолетом следует помнить, что спортсмен, как объяснялось в главе IV, чувствует незначительную перегрузку, хотя крыло планера может быть сильно нагружено. (Напомним, что подъемная сила планера в этом случае частично уравнивается вертикальной составляющей силы натяжения буксирного троса, а планерист ощущает перегрузку от разности этих сил). При недостаточном контроле взлета со стороны спортсмена это может привести к недооценке нагруженности планера и к созданию недопустимо больших нагрузок на крыло.

Аналогичный случай может быть и при буксировке планера самолетом, когда спортсмен, потеряв из поля зрения самолет и выбирая ручку на себя, окажется выше самолета. Такое положение планера может также вызвать ослабление троса с последующим сильным рывком, поэтому в болтанку лучше лететь с небольшим принижением.

При взлетах с лебедки необходимо четко помнить величины наибольшей и наименьшей допустимой скорости и удерживать скорость планера в этих границах. Это предохранит как от появления недопустимо больших нагрузок на конструкцию, так и от сваливания планера на крыло при перегивании ручки.

В момент отцепки планера от буксирного троса исчезает пикирующий момент, вызываемый тягой троса. Поэтому во избежание резкого увеличения перегрузки в момент отцепки планерист должен отдать ручку управления от себя.

В полете на буксире за самолетом необходимо все время следить за скоростью планерного поезда и систематически проверять, не превышает ли она предельно допустимой скорости буксировки. Если скорость на буксире превысила предельно допустимую, то планерист должен немедленно принять меры для ее уменьшения: сообщить об этом по радио

на землю и буксировщику и в крайнем случае отцепиться. В сильную болтанку при превышении допустимой скорости отцепляться надо немедленно.

В случае внезапного перехода самолета-буксировщика в крутое пикирование необходимо сразу же отцепить планер. В противном случае на планер может подействовать опасный рывок троса, который вызовет недопустимую перегрузку.

При внезапном большом провисании буксирного троса во избежание рывка планерист обязан плавно затормозить планер, что можно сделать, например, создавая скольжение. При взлете на буксире за самолетом надо следить, чтобы перед началом разбега слабина буксирного троса была полностью выбрана, иначе на планер может подействовать сильный рывок с недопустимой нагрузкой на буксирный замок. Следует избегать слишком низкого выдерживания планера при взлете, так как можно задеть за неровности аэродрома или удариться о землю из-за неточностей пилотирования, порывов ветра и т. д.

Отрыв планера на слишком малой скорости (на большом угле атаки) обычно приводит к удару планера о землю с касанием земли крылом, разворотом и поломками консоли крыла или носовой части фюзеляжа.

При посадке следует строго выдерживать правильный профиль полета: выравнивание производить с высоты 2—1,5 м, а выдерживание выполнять на высоте 0,25—0,3 м с последующим парашютированием. Это обеспечит небольшие перегрузки в момент касания земли.

Высокое выдерживание и парашютирование с высоты 1—2 м приводит к большому, в некоторых случаях недопустимому увеличению перегрузок планера с возможностью поломки хвостовой части фюзеляжа при ударе о землю. Посадка с недобранной ручкой и большим углом планирования является грубой ошибкой и обычно сопровождается взмыванием планера («Козлением»), во многих случаях оканчивающимся поломкой посадочной лыжи или носовой части фюзеляжа. К взмыванию планера может привести и посадка на слишком большой скорости. Боковые усилия на колесо возникают при посадке с боковым ветром, если планерист не борется со сносом. Снос необходимо в воздухе парировать креном, а при пробеге — отклонением руля направления.

## 2. ВЫБОР БЕЗОПАСНОГО РЕЖИМА ПОЛЕТА ПЛАНЕРА

### а) Прямолинейный полет

При прямолинейном полете планера в спокойном воздухе перегрузка  $n_y$  близка к единице. С точки зрения нагрузок на конструкцию этот режим не является расчетным. Единствен-



ное ограничение, которое планерист должен иметь в виду в этом случае, это — ограничение по предельно допустимой скорости полета. Например, в прямолинейном полете на планере А-15 скорость в соответствии с приведенной выше табл. 1 не должна превышать 250 км/час. В остальном на прямолинейный полет прочность не налагает никаких ограничений и выбор режима в этом случае диктуется только тактическими соображениями.

### **б) Полет на спирали**

При полете по спирали перегрузка планера  $n_y$  приблизительно обратно пропорциональна косинусу угла крена  $\gamma$ . Перегрузки на спирали в зависимости от угла крена были приведены в главе 1. Так как при кренах до  $60^\circ$  перегрузка  $n_y$  не превышает 2, то спираль с такими углами крена не представляет никакой опасности. При увеличении крена свыше  $60^\circ$  перегрузка довольно быстро нарастает. При этом существенно растет и вертикальная скорость снижения планера, что невыгодно, тем более, что при кренах свыше  $60\text{--}70^\circ$  заметного уменьшения радиуса спирали не происходит (см.рис. 11). Поэтому на практике целесообразно выполнять опирали с кренами, не большими  $50\text{--}60^\circ$ , и считать, что при этом никаких ограничений по прочности планера на выполнение спирали не налагается (кроме, конечно, обычного ограничения по предельно допустимой скорости полета).

### **в) Полет в турбулентной атмосфере**

В главе IV было рассмотрено изменение перегрузки, действующей на планер, в зависимости от скорости полета и интенсивности вертикальных потоков. Было показано, что пролет планером сильного вертикального потока может привести к срыву планера в штопор или к превышению допустимой эксплуатационной перегрузки, причем попадание в сильный поток на малой скорости создает штопорное положение, а на большой скорости — большую перегрузку.

Особенно резко возрастает перегрузка, если планер на большой скорости пересекает мощный вертикальный поток, в котором вертикальные скорости одного знака резко сменяются вертикальными скоростями другого знака (рис. 105). Это бывает при близком соседстве нисходящих и восходящих потоков. Такие условия часто встречаются в хорошую парящую погоду под мощными кучевыми и грозовыми облаками, где нисходящие и восходящие потоки располагаются рядом друг с другом. Проходя на большой скорости под такими облаками, планер будет испытывать большие переменные по знаку перегрузки.

Опасная для планера турбулентность часто встречается

в мощнокучевых и грозовых облаках. Если не учитывать возможности планера и не сбавлять в соответствии с атмосферными условиями скорость полета, то это, например, при про-

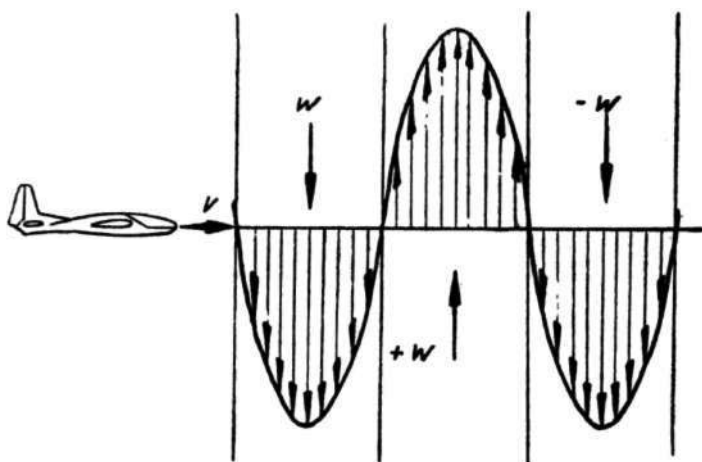


Рис. 105. Пересечение планером мощного вертикального потока с резко меняющимися вертикальными скоростями

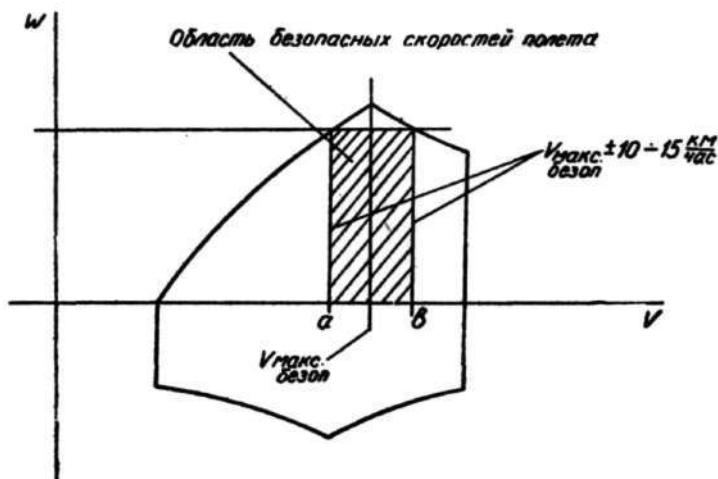


Рис. 106. Выбор максимально безопасной скорости полета в турбулентной атмосфере

лете мощнокучевых или грозовых облаков на слишком большой скорости может привести к возникновению чрезмерно больших перегрузок и даже к разрушению планера.

Выбор скорости при полете в турбулентной атмосфере сле-

дует производить на основании графиков, подобных приведенным в главе IV на рис. 53 и 55. Такие графики нетрудно построить для каждого конкретного планера. По ним следует определить и запомнить скорость полета в турбулентной атмосфере, наиболее безопасную с точки зрения прочности и срыва в штопор, а также соответствующую величину вертикальных потоков. В полете планерист должен оценивать возможную интенсивность восходящих потоков и в случае необходимости приводить скорость планера в соответствие с максимально безопасной (рис.106). Если интенсивность вертикальных потоков настолько велика, что при бросках планера скорость полета заметно изменяется, то ее лучше выбрать меньшей, чем максимальная безопасная, на 25—30 км/час. Это полезно во избежание случайного выхода планера на скорости, при которых возможно превышение допустимой эксплуатационной перегрузки.

### г) Отклонения ручки управления на больших скоростях полета

Небольшие усилия на ручке управления современных планеров, особенно рекордных, позволяют легко создавать большие перегрузки. Это, в частности, справедливо для планеров А-15, А-13, А-11 и др.

Небольшие усилия на ручке уменьшают физическую работу спортсмена по управлению планером, однако следует иметь в виду, что при этом неправильные или неосторожные действия планериста могут быть причиной появления перегрузок, больших максимально допустимой. Это обстоятельство надо всегда учитывать в парящем полете и при выполнении фигур высшего пилотажа.

Как мы уже знаем, чем больше скорость полета, тем большую перегрузку можно создать в полете. Поэтому планеристу полезно знать, при каких скоростях возможно превышение максимально допустимой эксплуатационной перегрузки.

Так как максимальная безопасная скорость полета в турбулентной атмосфере определялась в точке, где перегрузка  $n_y$  при  $c_y = c_{y,max}$  равнялась максимально допустимой, то при меньших скоростях даже в случае выхода планера на  $c_{y,max}$  перегрузки будут меньше  $n_{y,max}^0$  а при скоростях, больших максимальной безопасной, перегрузки могут превышать значение  $n_{y,max}^0$ . Таким образом, максимальная безопасная скорость полета в турбулентной атмосфере является одновременно максимальной безопасной скоростью при резких движениях ручкой управления. Она делит скорости полета на две области (рис.107): в области левее границы любое отклонение ручки управления не может привести к превышению максимально допустимой перегрузки (в крайнем слу-

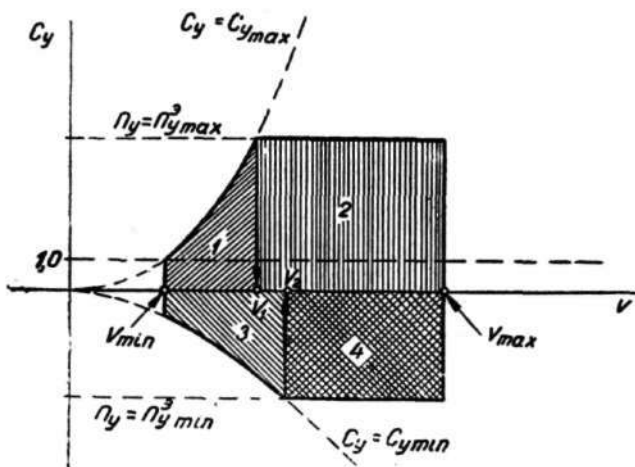


Рис. 107. Вспомогательный график для выбора режима полета в турбулентной атмосфере и при выполнении маневров, связанных с резкими отклонениями ручки управления: **1** — область скоростей, в которой *невозможно* превышение  $n_y^{y.max}$ ; **2** — область скоростей, в которой *возможно* превышение  $n_y^{y.max}$ ; **3** — область скоростей, в которой *невозможно* превышение  $n_y^{y.min}$ ; **4** — область скоростей, в которой *возможно* превышение  $n_y^{y.min}$ . **V1** — максимальная безопасная скорость при встрече восходящего потока; **V2** — максимальная безопасная скорость при встрече нисходящего потока

чае произойдет срыв планера в штопор без поломок конструкции); в области правее границы большие отклонения ручки управления могут привести к превышению максимально допустимой перегрузки. Это обстоятельство планерист должен иметь в виду при пилотировании планера на больших скоростях.

### 3. ПИЛОТИРОВАНИЕ ПЛАНЕРА В ОБЛАКАХ И В УСЛОВИЯХ АТМОСФЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

а) Возможность превышения эксплуатационных ограничений при потере планеристом пространственной ориентировки

Одной из причин непроизвольного превышения эксплуатационных ограничений может быть потеря планеристом пространственной ориентировки. Неправильные и резкие действия рулями в непонятном положении могут привести к росту скорости и перегрузки. При более или менее длительном полете в облаках без видимости земли сохранение простран-

ственной ориентировки даже опытному планеристу стоит больших усилий и напряжения. Если планерист не подготовлен к полету по приборам, почему-либо не верит показаниям приборов, поддастся своим чувствам и будет пытаться пилотировать планер «по ощущению», можно с уверенностью сказать, что в конце концов он полностью потеряет пространственную ориентировку и контроль над планером. Такое по-

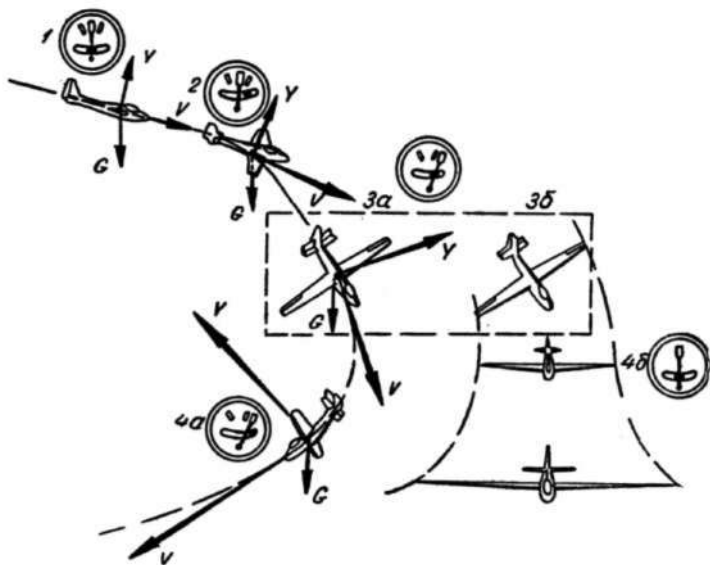


Рис. 108. Возможность превышения эксплуатационных ограничений при пилотировании планера «по ощущению» в облаках (без видимости земли): **1** — нормальное планирование; **2** — потеря пространственной ориентировки, возникновение крена, скольжения, разворота, увеличение скорости полета; **3 а** — попытка уменьшить скорость полета созданием перегрузки (отклонение ручки на себя). Результат: рост перегрузки и скорости в спирали при наличии скольжения; **3 б** — попытка уменьшить скорость путем предварительного устранения крена элеронами, а скольжения рулем направления. Ориентировка — по указателю поворота или внешним ориентирам. Результат: переход в прямолинейный полет без роста скорости; **4 а** — продолжение опирали с ростом скорости и перегрузки; **4 б** — уменьшение скорости путем создания допустимой перегрузки (отклонение ручки на себя) и вывод планера в режим нормального планирования

ложение, естественно, таит в себе возможность превышения ограничений, так как планерист, даже видя, что они превышаются, не будет знать, как этому препятствовать. Например, если планер в облаке приобрел крен, а планерист не замечает этого и не обращает внимания на указатель поворота, то планер начнет снижаться с разворотом в сторону

крена и с возрастанием скорости (рис. 108). Планерист, пытаясь препятствовать увеличению скорости полета, будет отклонять ручку управления «на себя». Однако это приведет в первую очередь не к уменьшению скорости, а к увеличению интенсивности разворота планера. Если планер, кроме того, спирально неустойчив (что имеет место на ряде планеров), то при развороте крен будет увеличиваться, а увеличение кре-

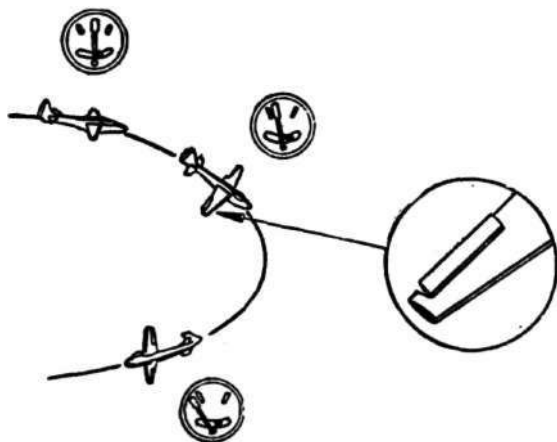


Рис. 109. Возможность превышения эксплуатационных ограничений в облаках при неправильной работе указателя поворота

на повлечет за собой дальнейшее увеличение скорости и т. д. В результате планер окажется в крутой спирали с большой скоростью и большой перегрузкой, что может привести к превышению эксплуатационных ограничений и к поломке планера. Выход из этого положения — обратить внимание на указатель поворота и «собрать» стрелки, т. е. отклонением руля направления и элеронов привести стрелку указателя поворота к нулю и затем постепенно погасить скорость полета плавным взятием ручки «на себя».

Положение, аналогичное описанному выше, может создаться также при неправильной работе указателя поворота, например если у электрического указателя поворота будет перепутана полярность. В этом случае планерист, пытаясь парировать показываемый указателем поворота разворот, будет не уменьшать, а увеличивать крен планера и вводить планер в спираль с возрастающими перегрузкой и скоростью (рис. 109).

Характерным признаком, по которому можно сделать вывод о неправильной работе указателя поворота, будет то, что при кажущемся планеристу уменьшении крена угловая скорость разворота будет возрастать.

Непонятное для планериста положение может создаться и в том случае, если при потере им ориентировки в результате сильных бросков планер окажется на спине (рис. 110). Если в этом положении планерист, пытаясь уменьшить скорость полета, будет тянуть ручку управления на себя, то траектория полета планера начнет интенсивно склоняться вниз, а скорость полета будет увеличиваться. При непонимании планеристом причин увеличения скорости и дальнейшем увеличении перегрузки планер может выйти за ограничения по перегрузке и скорости полета. Признаком, по которому можно судить о том, что планер оказался на спине, является возрастание скорости полета при взятии ручки на себя и уменьшение ее при отдаче ручки от себя.

Если планеристу, несмотря на все усилия, все же не удастся восстановить пространственное положение планера и перевести планер в нормальный режим полета, то одним из способов выхода из создавшегося положения (за исключением случая полета на спине) является перевод планера в штопор, так как штопор обеспечивает большие вертикальные скорости снижения при незначительной перегрузке. Вводить планер в штопор надо осторожно, плавным движением ручки на себя и отклонением руля направления в желаемую сторону. Перед вводом в штопор необходимо проверить, не превышает ли скорость полета планера максимальной безопасной скорости ( $V_{\text{макс. безоп}}$ ), после превышения которой при угле атаки, соответствующем  $c_{y\text{max}}$ , будет превышать максимально допустимая эксплуатационная перегрузка. Кроме то-

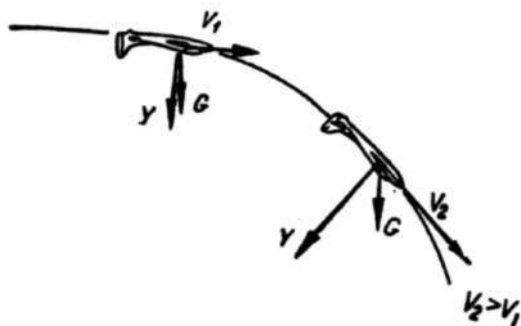


Рис. 110. Возможность превышения эксплуатационных ограничений при потере планеристом пространственной ориентировки в облаках и перевороте планера на спину.

Ручка управления отклонена на себя, как при уменьшении скорости в нормальном полете, но скорость при этом увеличивается

го, необходимо убедиться, что планер нормально реагирует на отклонение ручки управления, т. е. взятие ручки на себя ведет к уменьшению скорости, а отдача ручки от себя — к увеличению скорости. Последнее необходимо потому, что если планерист начнет вводить планер в штопор из положения «на спине», то это вызовет, как указывалось выше, быстрый рост скорости и возможность превышения допустимых эксплуатационных значений перегрузки или скорости полета.

Принимая решение выходить из облака штопором, спортсмен должен быть уверен в достаточности высоты и в возможности вывести планер на малых высотах, т. е. в наличии достаточной видимости на малой высоте. Вывод планера из штопора в слепом полете (по указателю поворота) возможен, но весьма затруднителен и становится доступным только после длительной тренировки.

При случайном превышении максимально допустимой скорости переводить планер на меньшие скорости нужно осторожно, плавным движением ручки управления, так как при такой скорости планер может разрушиться даже при перегрузке меньшей, чем максимально допустимая, за счет воздействия повышенного скоростного напора. После уменьшения скорости до значения, при котором разрешен выпуск воздушных тормозов, целесообразно их выпустить, что облегчит перевод планера на меньшие скорости. Из всего сказанного ясно, что полет в облаках должен выполняться только планеристами, прошедшими специальную подготовку (в частности, отлично знающими штопор), и только на приспособленных для этой цели планерах.

Перед входом в облака следует проверить работу приборов, в том числе указателя поворота, и в случае каких-либо ненормальностей в работе приборов вход в облако не производить.

#### б) Быстрый вывод планера из зоны опасных вертикальных потоков

Опасные для прочности планера восходящие потоки могут встретиться под бурно развивающимся грозовым облаком или при наборе высоты в мощнокучевых облаках. При попадании в такие условия планеристу необходимо как можно скорее выйти из угрожающего положения. Способ выхода зависит от типа планера, его запасов прочности и штопорных свойств.

Прежде всего следует попытаться выйти из неблагоприятных условий, применив прямолинейное планирование с каким-либо рациональным курсом на скорости, близкой к максимальной безопасной. При этом для увеличения вертикальной скорости снижения планера целесообразно выпустить воздушные тормоза. Если же грозовое или мощнокучевое облако



имеет большую протяженность и выйти из зоны опасных вертикальных потоков изменением курса не удастся, то лучше всего ввести планер в штопор, снизиться до необходимой высоты, а затем уходить в сторону от облака. Если планер нормально штопорит и с выпущенными воздушными тормозами (как, например, А-15), то их можно использовать в штопоре для уменьшения разгона планера при последующем выводе из пикирования.

При вводе планера в штопор и выводе его из штопора необходимо учитывать ограничения данного планера по скорости и перегрузке, не допуская ввода в штопор при скоростях, на которых перегрузки могут быть больше  $n_{y \max}^{\text{э}}$ , а также не допуская большого роста скорости при выводе планера из послештопорного пикирования.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Мы рассмотрели нагрузки, действующие на планер в полете, и условия их возникновения. Из сказанного прежде всего следует, что каждый полет требует от спортсмена внимательного отношения к возможным нагрузкам планера, происходящим как вследствие действий самого планериста, так и в равной или даже большей мере в результате воздействия внешних условий. Спортсмену следует всегда помнить, что каждый тип планера (а иногда и отдельные экземпляры серии, если они имеют какие-либо особенности) может использоваться только в определенных ограниченных условиях. Поэтому нельзя лететь, скажем, на учебном планере в грозовое облако. Истина очевидная, но ее подчас забывают в спортивном азарте. Далее необходимо знать прочностные и аэродинамические возможности планера, на котором выполняется полет.

Это знание позволит спортсмену так строить полет, чтобы, используя благоприятные метеорологические условия, достигнуть как можно лучших результатов и в то же время избежать необоснованного риска.

В заключение необходимо подчеркнуть, что эта книга посвящена общим вопросам нагружения планера в полете и не содержит готовых рецептов, которые оградят от разных осложнений. Даже инструкции не могут помочь спортсмену во всех случаях его летной жизни. Поэтому, прочтя эту книгу, стоит задуматься над полетами, над характеристиками планеров, над тем, что можно и чего нельзя делать на данном планере.

Стоит подсчитать возможные перегрузки, построить необходимые графики. И, конечно, нужно расширять и дальше свой технический кругозор, читать побольше специальной планерной литературы. Тогда полеты будут грамотными, без ненужного риска и с высокими результатами, а каждый полет, став маленьким исследованием, приобретет для спортсмена еще более глубокий и захватывающий интерес.

---

## ЛИТЕРАТУРА

1. А.И. Пьецух. Крылья молодежи. Оборонгиз, М., 1954.
2. В. Гончаренко. Парящие полеты на планерах. Изд. ДОСААФ, М. 1959.
3. В. Ильченко. Парящий полет. Изд. ДОСААФ, М., 1960.
4. Е. Сапожников. Фигурные полеты на планере. Изд. ДОСААФ, М., 1959.
5. Ю. Чернов. Правильно эксплуатировать планер «Приморец». «Крылья Родины» №.11, 1960.
6. М. А з а р х. На планере можно лететь дальше. «Крылья Родины» № 2, 1960.
7. В. Макаров, В. Симонов. Механизированный взлет планера. Изд. ДОСААФ, М., 1956.
8. Б.Н. Шереметев. Планеры. Изд. ДОСААФ, М., 1959.
9. И. К. Костенко, О. А. Сидоров, Б. Н. Шереметев. Зарубежные планеры. Изд. ДОСААФ, М., 1959.
10. Р. Измайлов, В. Замятин. Рекордный планер-паритель А-15. «Крылья Родины» № 10, 1960.
11. М. А. Бабилов. Авиационная метеорология. Изд. ДОСААФ, М., 1951.
12. Н. В. Колобков. Метеорология. Воениздат, М., 1949.
13. Н. В. Колобков. Грозы и шквалы. ГИТТЛ, М.—Л., 1951.
14. В. А. Бугаев. Полет в кучевых облаках. Гидрометеоиздат, М.—Л., 1947.
15. В. Парчевский. Планеристу о волновых движениях в атмосфере. Изд. ДОСААФ, М., 1957.
16. Г. Рил, М. А. Алака, М. Л. Джордан, Р. Дж. Ренар. Струйное течение. Изд. иностранной литературы, М., 1959.
17. З. Гератеволь. Психология человека в самолете. Изд. иностранной литературы, М., 1956.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Введение	3
<u>Глава I</u> Теоретические основы полета планера	5
<u>Глава II</u> . Условия парящего полета планера	31
<u>Глава III</u> . Турбулентность атмосферы	48
<u>Глава IV</u> . Перегрузка и скоростной напор в различных условиях полета	51
<u>Глава V</u> . Нагрузки на элементы конструкции и прочность планера	91
<u>Глава VI</u> . Конструкция основных элементов планера	108
<u>Глава VII</u> . Пилотирование планера	125
<u>Заключение</u>	138
<u>Литература</u>	140

*Двоеносов Джон Владимирович,  
Замятин Валерий Михайлович,  
Снешко Юрий Иванович*

**НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ПЛАНЕР В ПОЛЕТЕ**

**Редактор Ф. Е. Годинер**  
**Художественный редактор Г. Л. Ушаков**  
**Техн. редактор М. З. Соркин**  
**Корректор К. А. Мешкова**

---

**Г-81661** Подписано к печати 23/II—62 г. Сдано в набор 16/II—62 г.

Буйага 60x92<sup>1</sup>/<sub>16</sub> 9 физ. = 9 усл. печ. л. Уч.-изд. л. = 8,3.

Изд. № 1/2120

Тираж 6000 экз.

Цена 42 коп.

Издательство ДОСААФ, Москва, Б-66, Ново-Рязанская ул., д. 26

---

Типография Изд-ва ДОСААФ. Зак. 248

## **В ИЗДАТЕЛЬСТВЕ ДОСААФ**

### **ВЫШЛИ ИЗ ПЕЧАТИ КНИГИ:**

*М. Л. Галлай.* Особенности пилотирования реактивных самолетов (учебное пособие), 1962, 196 стр., цена 30 к.

*Я. Форостенко, И. Жарковский, С. Игнатьев.* На. спортивном самолете (учебное пособие), 1962, 240 стр., цена 35 к.

*П. Кондратьев.* Пособие по подготовке летчика вертолета (спортивной авиации), 1962, 175 стр., цена 32 к.

### **ГОТОВЯТСЯ К ПЕЧАТИ:**

*С. Вельгус, Э. Маку ля, С. Скиидлевский.* Перелеты на планере (перевод с польского Ю. Снешко), 1963, 8 л., цена 24 к.

*Коллектив авторов.* Иллюстрированный авиационный словарь для молодежи, 1963, 25 л., стр. 90.

*О. К. Гаевский.* Авиамоделирование, 1963, 15 л., 45 к.

**Книги вы можете купить в магазинах  
книготорга, потребкооперации, а также  
выписать через магазины «Книга—почтой».**