

БИБЛИОТЕКА ЮННОГО КОНСТРУКТОРА



**ПРОЕКТИРОВАНИЕ  
И РАСЧЕТ  
МОДЕЛЕЙ  
ПЛАНЕРОВ**

И. К. КОСТЕНКО

ПРОЕКТИРОВАНИЕ  
И РАСЧЕТ  
МОДЕЛЕЙ ПЛАНЕРОВ

ИЗДАТЕЛЬСТВО ДОСААФ

---

*Москва — 1958*

Авиамоделизм уже давно в нашей стране является популярнейшим видом авиационного спорта. Многие тысячи школьников с увлечением строят и запускают летающие модели — миниатюрные копии самолетов и планеров. Принципы полета модели и устройство ее основных деталей в общем те же, что и у самолета. Авиамоделист, создающий летающую модель, повторяет работу конструкторов и строителей новых опытных самолетов, работа которых всегда начинается с расчетов.

Некоторые авиамodelисты считают, что любую летающую модель можно сделать без расчетов. Это неверная точка зрения: без расчетов можно или копировать ранее построенные образцы или «ощупью» искать путей создания модели и ее улучшения. Такой путь устраняет творческую работу и технический прогресс. При подобном способе «проектирования» единственная надежда на случайность, что моделисту «повезет» и его модель попадет в восходящие потоки. Это ненадежный и даже вредный путь, ведущий к ремесленничеству, а не к творческой работе.

В этой книге кратко излагаются основы аэродинамики применительно к летающим моделям и описываются очень простые способы их расчета, не требующие каких-либо сложных вычислений.

Книга рассчитана на авиамodelистов, которые уже научились строить простые летающие модели и хотят проектировать новые модели собственной конструкции.

---

---

## Глава первая

### АЭРОДИНАМИКА МОДЕЛИ ПЛАНЕРА

Модель планера — самая простая летающая модель. Однако добиться, чтобы модель хорошо летала, трудно. Заставить хорошо летать модель планера можно, только используя восходящие воздушные течения.

#### 1. ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К МОДЕЛИ ПЛАНЕРА

Обычно модель планера запускают на высоту 47—92 м с помощью леера длиной 50—100 м. Отцепившись от леера, модель пролетит в спокойном воздухе расстояние  $L$ , определяемое высотой отцепки  $H$  и углом планирования  $\Theta$  (рис. 1):

$$L = \frac{H}{\operatorname{tg}\Theta}. \quad (1)$$

Если известна скорость снижения  $V_y$ , то можно определить продолжительность снижения по формуле

$$t = \frac{H}{V_y}. \quad (2)$$

Однако воздух редко бывает неподвижным: он всегда находится в движении. Движение вверх масс воздуха, нагретых от земной поверхности, носит название термических (тепловых) восходящих потоков (рис. 2). Модель планера, попавшая в восходящий поток воздуха, вертикальная скорость которого больше ее скорости снижения  $V_y$  в спокойном воздухе, набирает высоту или парит — и тем интенсивней, чем меньше  $V_y$ .

Таким образом, для успешного парения модель планера должна иметь возможно меньшую скорость снижения.

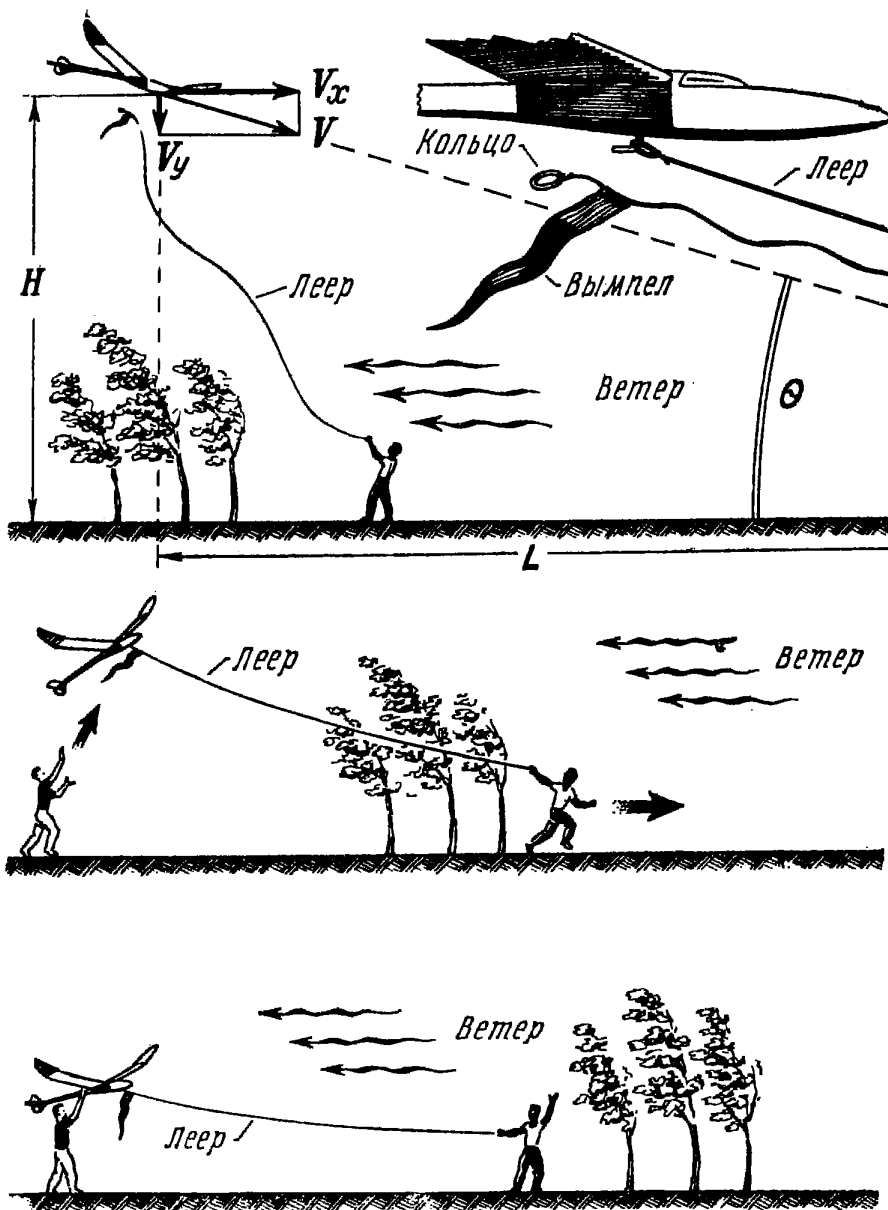


Рис. 1. Запуск модели планера на леере. Вверху — момент отцепки модели от леера:

$\theta$  — угол планирования;  $V_y$  — скорость снижения модели;  $V_x$  — горизонтальная составляющая скорости;  $V$  — скорость полета модели по траектории;  $H$  — высота отцепки модели;  $L$  — дальность планирования в безветрие

Для современных моделей планеров любого типа скорость снижения должна быть не более 0,45 м/сек; ча-

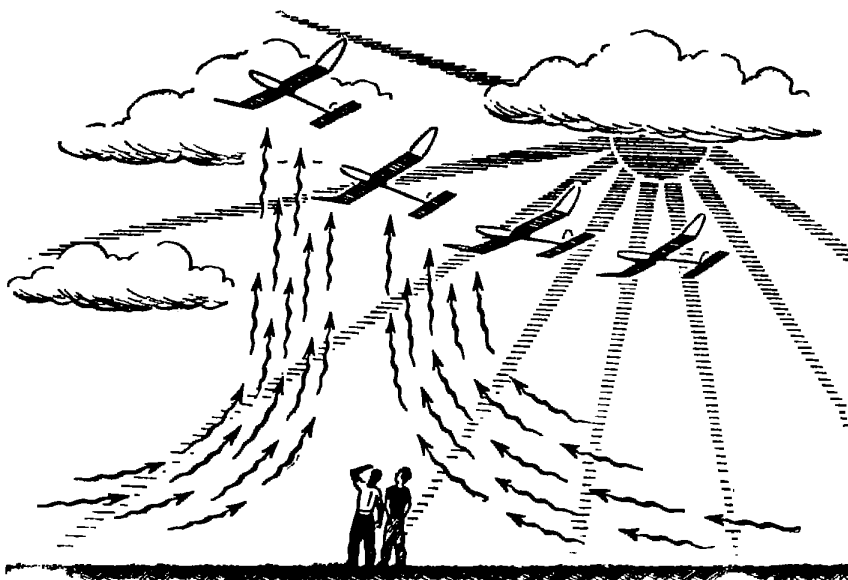


Рис. 2. Схема образования термических (тепловых) восходящих потоков

ще же она равна 0,25—0,35 м/сек. Но как добиться малой скорости снижения?

## 2. СКОРОСТЬ СНИЖЕНИЯ И АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО

На рис. 3 изображены сила воздушного сопротивления  $R$  и сила веса  $G$ , действующие на модель планера, и скорость полета модели  $V$ . Разложив скорость по двум направлениям, получим в частности  $V_y$ , которая и является скоростью снижения, т. е. вертикальной составляющей скорости планирования.

При планировании силы  $G$  и  $R$  действуют по вертикали. Полную аэродинамическую силу  $R$  можно разложить (по скорости  $V$  и перпендикулярно к ней) на две составляющие: одна из них называется силой лобового сопротивления  $Q$ , а другая — подъемной силой  $Y$ .

Из рис. 3 видно, что угол между силами  $Y$  и  $R$  равен углу планирования  $\Theta$  и определяется отношением  $\frac{Q}{Y}$ .

Это следует из подобия двух треугольников, один из которых образован стрелками, изображающими воздушные силы (треугольник  $abc$ ), другой — высотой отцеп-

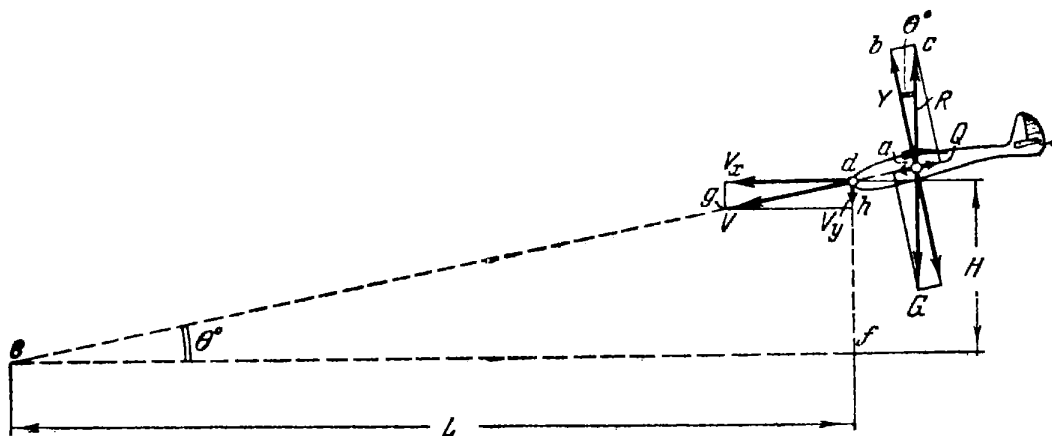


Рис. 3. Схема сил и скоростей, действующих на модель планера в полете

ки  $H$  и дальностью планирования  $L$  (треугольник  $def$ ). Таким образом

$$\frac{Q}{Y} = \frac{H}{L}.$$

Но, как известно, отношение подъемной силы крыла  $Y$  к силе лобового сопротивления модели  $Q$  называется ее аэродинамическим качеством  $K$  ( $\frac{Y}{Q} = K$ ).

Кроме того, 
$$\frac{H}{L} = \text{tg} \theta.$$

Отсюда следует, что 
$$\text{tg} \theta = \frac{1}{K}.$$
 (3)

То есть отношение лобового сопротивления к подъемной силе определяет угол планирования модели. Из формулы (3) получаем соотношение  $\frac{L}{H} = K$ .

Следовательно, если модель с высоты, например 1 м, планирует 12 м, то аэродинамическое качество модели будет равно 12, т. е. подъемная сила в 12 раз больше силы лобового сопротивления.

Из подобия (см. рис. 3) двух треугольников, образованных стрелками, изображающими воздушные силы (треугольник  $abc$ ), и стрелками, изображающими скорости движения модели (треугольник  $dgh$ ), следует, что отношение подъемной силы к силе лобового сопротивления равно отношению составляющей  $V_x$  к вертикальной скорости  $V_y$ :

$$\frac{Y}{Q} = \frac{V_x}{V_y}. \quad (4)$$

Если угол  $\Theta$  мал, то практически  $V_x \cong V$ .  
Таким образом, приближенно:

$$\frac{Y}{Q} \cong \frac{V}{V_y}. \quad (4)'$$

Но

$$\frac{Y}{Q} = K.$$

Это значит, что скорость снижения модели определится приближенным соотношением:

$$V_y \cong \frac{V}{K}. \quad (5)$$

Из формулы (5) видно: для того, чтобы скорость снижения модели была меньше, следует скорость ее полета  $V$  уменьшать, а аэродинамическое качество  $K$  увеличивать. Но как этого добиться?

### 3. СКОРОСТЬ ПЛАНИРОВАНИЯ

Из механики известно, что существует два типа движения — установившееся и неустойчивое. Установившееся движение характеризуется постоянной скоростью и прямолинейной траекторией. Модель планера при планировании движется именно так. Из механики также известно, что силы, действующие на модель планера, при установившемся движении взаимно уравновешены, т. е.

$$G = R. \quad (6)$$

Но обычно угол планирования модели мал — не более  $10\text{--}12^\circ$ , поэтому приближенно можно считать, что подъемная сила равна весу, и записать:

$$G \cong Y. \quad (6)'$$

Из аэродинамики известно, что подъемная сила крыла  $Y$  определяется его площадью  $S$ , скоростью полета  $V$ , плотностью воздуха  $\rho$  и безразмерным коэффициентом подъемной силы крыла  $C_y$ :

$$Y = \frac{\rho V^2}{2} S \cdot C_y. \quad (7)$$

Коэффициент подъемной силы  $C_y$  определяется картиной обтекания крыла и зависит от угла атаки крыла и формы профиля крыла. Если подъемную силу  $Y$  в формуле (6)' заменить величинами, приведенными в формуле (7), то получим:

$$G = \frac{\rho V^2}{2} S \cdot C_y. \quad (7)'$$



Отсюда определим скорость полета  $V$ .

$$V = \sqrt{\frac{2G/S}{\rho C_y}}. \quad (8)$$

Нагрузка  $G/S$  на крыло модели обозначается буквой  $p = \frac{G}{S}$ .

Тогда

$$V = \sqrt{\frac{2p}{\rho C_y}}. \quad (8)$$

Плотность воздуха, входящая в эту формулу, зависит от температуры и давления, которые изменяются не только с поднятием на высоту, но оказываются разными на одной высоте в разное время года и даже дня. В авиамоделизме обычно ведут расчеты для полета у земли и принимают некоторые средние условия, а именно: температуру воздуха  $+15^\circ \text{C}$ , давление  $760 \text{ мм рт. ст.}$  и плотность воздуха

$$\rho = \frac{1}{8} \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^4}$$

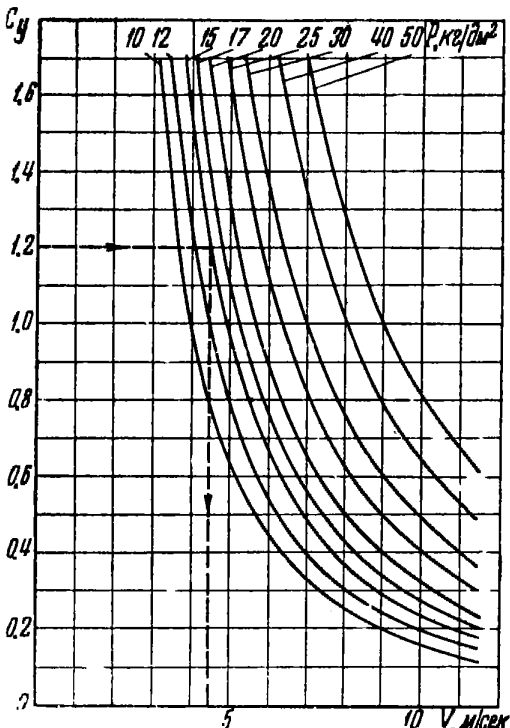


Рис. 4. График зависимости скорости полета модели  $V$  от нагрузки на крыло  $p$  и коэффициента подъемной силы  $C_y$

Подставив это значение в формулу (8)' и взяв нагрузку на крыло в граммах на квадратный дециметр, получим:

$$V \cong 1,27 \sqrt{\frac{p}{C_y}} \left( \frac{\text{м}}{\text{сек}} \right). \quad (8)''$$

На рис. 4 приведен график, подсчитанный по этой формуле, пользуясь которым можно быстро определить скорость полета по нагрузке на крыло и коэффициенту подъемной силы  $C_y$ . На рис. 4 приведен пример (пунктирная линия со стрелками) определения скорости при  $p = 15 \frac{\text{г}}{\text{дм}^2}$

и  $C = 1,2$ . При этих данных скорость горизонтального полета будет равна  $4,5$  м/сек.

Из рис. 4 ясно видно, что для уменьшения скорости полета следует уменьшить нагрузку на крыло. По существующим нормам для моделей, участвующих в соревнованиях, и для установления рекордов нагрузка задается по суммарной площади крыла и горизонтального оперения и не должна быть меньше  $12$  г/дм<sup>2</sup>.

У модели планера обычной схемы эта нагрузка на суммарную площадь соответствует нагрузке на крыло, примерно равной  $15$  г/дм<sup>2</sup>.

#### 4. ПОЛЯРА МОДЕЛИ И ЕЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО

Теперь посмотрим, как выражается и от чего зависит аэродинамическое качество модели.

Из аэродинамики известно, что подъемная сила крыла  $Y$  и сила лобового сопротивления модели  $Q$  определяются следующими выражениями:

$$Y = \frac{\rho V^2}{2} S C_y;$$
$$Q = \frac{\rho V^2}{2} S C_x. \quad (9)$$

Коэффициенты  $C_y$  и  $C_x$  зависят от формы профиля, угла атаки крыла, формы и размеров частей модели. От этих же факторов, естественно, зависит и величина аэродинамического качества модели.

Определить аэродинамическое качество можно по поляре модели (рис. 5), показывающей, как изменяется коэффициент лобового сопротивления модели в зависимости от коэффициента подъемной силы. Поляра летающей модели получается расчетным путем по результатам опытов (продувок) в аэродинамических трубах (рис. 6).

В аэродинамической трубе на весах укрепляют крыло, оперение, фюзеляж или целую модель и направляют на них поток воздуха.

Во время опыта измеряют силы  $Q$  и  $Y$  и скорость потока в трубе. Зная плотность воздуха и размеры испытываемой части модели, например площадь крыла  $S$ ,



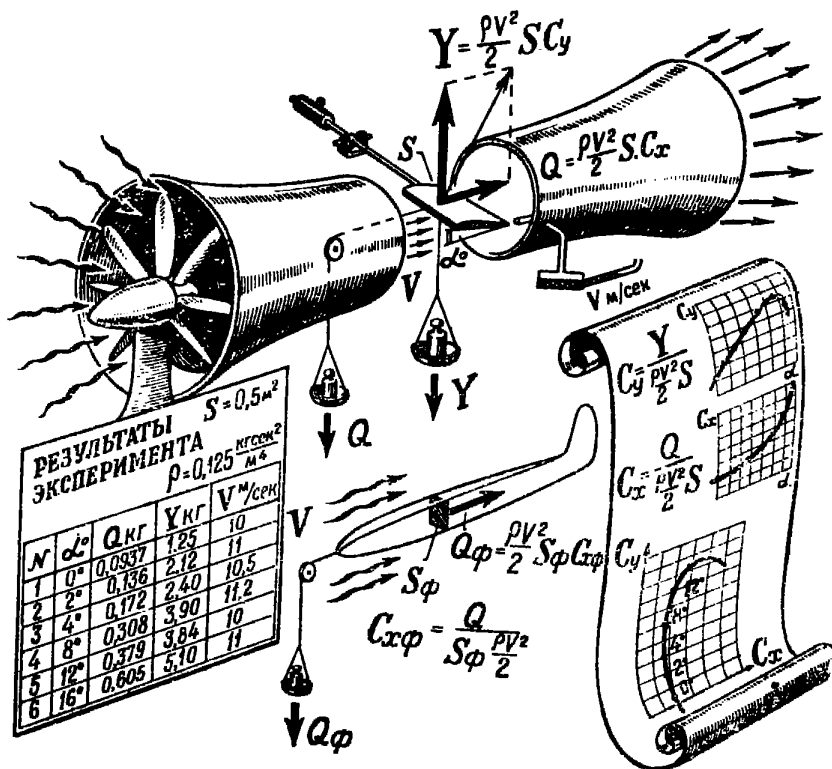


Рис. 6. Схема эксперимента в аэродинамической трубе по определению коэффициентов  $C_x$  и  $C_y$  крыла и  $C_x$  фюзеляжа. Внизу, в правой части рисунка, построена поляр крыла:  $S_\phi$  — миделева площадь фюзеляжа;  $S$  — геометрическая площадь крыла

подсчитывают значения коэффициентов  $C_y$  и  $C_x$  по следующим формулам:

$$C_x = \frac{2Q}{\rho V^2 S}; \quad (10)$$

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

Для крыла и оперения такие опыты делаются на разных углах атаки. По полученным данным для крыла строят зависимости  $C_y$  и  $C_x$  от угла атаки  $\alpha$  (рис. 6). Эти кривые можно перестроить, представив на одной кривой зависимость  $C_x$  от  $C_y$  (рис. 6): на этой кривой, называемой полярной, часто помечаются углы атаки. Так в аэродинамических трубах проводятся испытания крыльев с разными профилями. Результаты испытаний публикуются в специальных атласах.

При обработке продувок других частей модели, не создающих подъемной силы, в формуле (10) вместо пло-

щади  $S$  подставляют так называемую миделеву площадь каждой детали. Миделевой площадью для объемных деталей, таких, как фюзеляж, стойки, колеса, поплавки, называется наибольшая площадь сечения, перпендикулярного к потоку (рис. 6).

Имея все эти данные, можно рассчитать и построить поляру модели (об этом подробно говорится ниже) и по поляре уже нетрудно определить и аэродинамическое качество модели

$$K = \frac{Y}{Q} = \frac{C_y}{C_x}.$$

На рис. 5, слева, построена такая кривая изменения аэродинамического качества модели в зависимости от  $C_y$ .

### 5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ РЕЖИМА НАИМЕНЬШЕЙ СКОРОСТИ СНИЖЕНИЯ $V_{у\text{мин}}$ ОПТИМАЛЬНЫЙ $C_y$

Уже указывалось, что скорость снижения определяется соотношением скорости планирования  $V$  и качества  $K$  (приближенная формула (5)):

$$V_y \cong \frac{V}{K}.$$

Желая уменьшить  $V_y$  до минимума, надо получить такое сочетание скорости и качества, при котором их отношение будет минимальным. Как будет показано дальше, этого можно добиться путем регулировки модели. Но это длинный путь. Нельзя ли получить нужный режим планирования расчетом? Можно, и вот как.

Мы уже выяснили, что и скорость и качество определяются углом атаки, или величиной  $C_y$ . Это ясно из приведенных ранее формул

$$V \cong 1,27 \sqrt{\frac{p}{C_y}} \quad \text{и} \quad K = \frac{C_y}{C_x}.$$

Отсюда следует по формуле (5), что

$$V_y \cong \frac{V}{K} = \frac{1,27 \sqrt{\frac{p}{C_y}}}{\frac{C_y}{C_x}} = \frac{1,27 V \bar{p}}{C_x} = 1,27 V \bar{p} \frac{C_x}{C_y^{3/2}} \quad (12)$$

Величина  $\frac{C_x}{C_y^{3/2}}$  называется коэффициентом

мощности, так как она характеризует мощность, развиваемую силой веса при опускании планера. Для моделиста важно заметить, что коэффициент мощности зависит только от значений  $C_y$  и  $C_x$ . Зная нагрузку  $p$  и имея поляру модели, отвечающую определенным условиям ее полета, можно прямо указать угол атаки, при котором скорость снижения минимальная. Этот угол атаки будет соответствовать и минимальному значению коэффициента мощности, т. е.

$$V_{у\text{ мин}} = 1,27\sqrt{p} \cdot \left( \frac{C_x}{C_y^{3/2}} \right)_{\text{ин}} \quad (12)'$$

На рис. 5, в левой части, построена кривая коэффициента мощности для модели, поляра которой приведена в правой части графика. Рядом с кривой  $\frac{C_x}{C_y^{3/2}}$  нанесена

кривая качества. Сопоставление этих двух кривых указывает на то, что максимальное качество соответствует  $C_y$ , а значит, и углу атаки, меньшему, чем угол атаки, при котором получается минимум коэффициента мощности.

Из этого следует, что режим  $V_{у\text{ мин}}$  не соответствует наиболее пологому планированию (режиму наибольшего качества  $K_{\text{ макс}}$ ), а получается на несколько большем угле атаки.

Из формулы (12)' вытекает, что во всех случаях следует добиваться уменьшения лобового сопротивления модели, которое представлено в этой формуле коэффициентом  $C_x$ .

Планированию на режиме  $V_{у\text{ мин}}$  соответствует определенный  $C_y$ , который называется оптимальным и обозначается —  $C_{y\text{ опт}}$ .

Лобовое сопротивление крыла состоит из индуктивного и профильного сопротивлений. Если от величин сил перейти к аэродинамическим коэффициентам, то для коэффициента лобового сопротивления крыла получим:

$$C_{x\text{ кр}} = C_{xp} + C_{xi} \quad (13)$$

## 6. ИНДУКТИВНОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КРЫЛА

Индуктивное сопротивление крыла — это часть силы лобового сопротивления, вызванная наличием у крыла подъемной силы  $Y$ .

Крыло, движущееся в воздухе, отбрасывает набегающий воздух вниз. Воздух, противодействуя отбрасыванию вниз, в свою очередь, действует на крыло: эта сила и есть подъемная сила  $Y$ . Она всегда направлена поперек потока. Но поток из-за отбрасывания его вниз крылом (рис. 7) вблизи крыла и за крылом скашивается книзу.

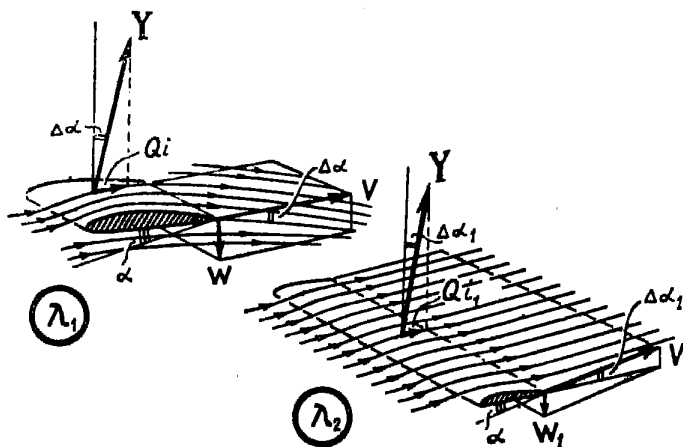


Рис. 7. Схема образования индуктивного сопротивления крыла

Так как подъемная сила крыла направлена поперек набегающего потока, то из-за наличия скоса потока она отклоняется несколько назад на угол  $\Delta\alpha$ . Вследствие этого образуется горизонтальная проекция подъемной силы, направленная против движения, которая и есть сила индуктивного сопротивления крыла  $Q_i$  (см. рис. 7).

$$Q_i \cong Y \cdot \Delta\alpha \cong Y \frac{\Delta\alpha^2}{57,3}. \quad (14)$$

Из этой формулы видно, что чем больше подъемная сила крыла  $Y$ , тем больше и сила индуктивного сопротивления. Но от величины подъемной силы зависит и угол  $\Delta\alpha$ ; он прямо пропорционален подъемной силе  $Y$ . Если это учесть, то станет ясно, что сила индуктивного сопротивления прямо пропорциональна квадрату подъемной силы, т. е. если подъемную силу увеличить в два раза, то сила индуктивного сопротивления возрастает не в два, а в четыре раза.

Сила индуктивного сопротивления крыла зависит еще от удлинения крыла. Для крыла любой формы в плане оно подсчитывается по формуле

$$\lambda = \frac{l^2}{S} \quad (15)$$

( $l$  — размах крыла в м, а  $S$  — его площадь в  $m^2$ ).

Удлинение крыла можно определить по графику (рис. 8), зная площадь крыла  $S$  (в  $dm^2$ ) и размах крыла  $l$  (в м).

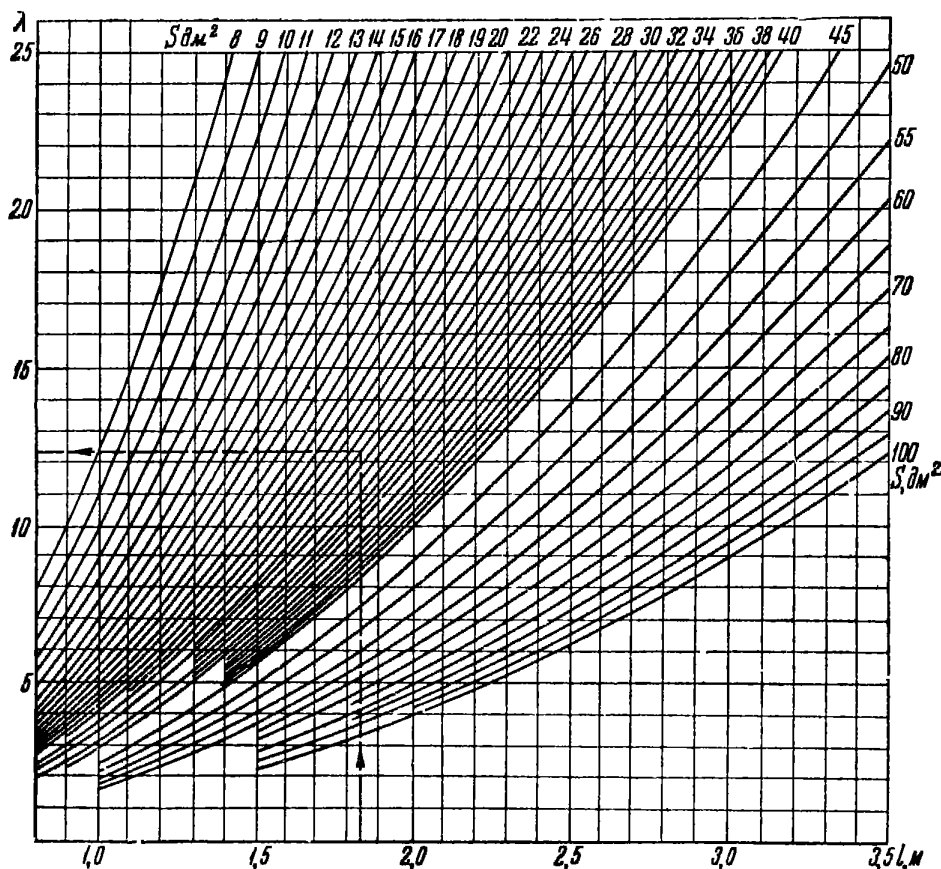


Рис. 8. График для определения удлинения крыла  $\lambda$  по его размаху  $l$  и площади  $S$

На рис. 8 линией со стрелками показан пример определения  $\lambda$  для  $l = 1,84$  м при  $S = 27,5$   $dm^2$  (значения  $S$  надписаны на кривых). Удлинение в этом примере получается равным 12,3. Если взять два крыла одинаковой площади, но одно из них с меньшим удлинением (т. е.



более широкое), то при равной подъемной силе у более узкого крыла поток воздуха скашивается на меньший угол (рис. 7). Дело в том, что подъемная сила пропорциональна количеству воздуха, отбрасываемому крылом вниз в одну секунду, умноженному на скорость отбрасывания  $W$ . Крыло с большим размахом (большим  $\lambda$ ) охватывает более широкий поток и отбрасывает в секунду больше воздуха. Поэтому при одной и той же подъемной силе у него будет меньше скорость отбрасывания, а значит, на меньший угол отклонится назад и подъемная сила крыла. Меньше будет, следовательно, и индуктивное сопротивление. Таким образом, чтобы уменьшить индуктивное сопротивление, следует увеличить удлинение крыла. Однако слишком большое удлинение делает крыло менее жестким. Поэтому для моделей планеров, например, не рекомендуется брать удлинение больше  $\lambda = 12 \div 18$ .

Коэффициент индуктивного сопротивления определяется по формуле

$$C_{xi} = 0,35 \frac{C_y^2}{\lambda}. \quad (16)$$

Для облегчения пользования этой формулой в приложении 3 приведены значения  $C_y^2$ .

Полюсу крыла можно построить графически на основе формулы (13), изобразив сначала индуктивное сопротивление  $C_{xi}$  для того удлинения, которое имеет крыло данной модели.

График  $C_{xi}$  надо строить по  $C_y$  лучше всего на кальке. Он представляет собой так называемую квадратичную параболу. Построить ее можно просто, если воспользоваться рис. 9, на котором приведено много кривых  $C_{xi}$  по  $C_y$  для разных удлинений  $\lambda$ . Выбрав из них нужную и скалькировав ее, получим график для своего крыла.

Прибавив к индуктивному сопротивлению профильное, получим полюсу крыла, которую мы уже показывали на рис. 5.

## 7. ВЯЗКОСТЬ ВОЗДУХА. ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ

Профильное сопротивление крыла зависит от формы профиля и угла атаки крыла.

Чтобы понять причину этого, необходимо познакомиться с тем, как происходит обтекание воздухом крыла

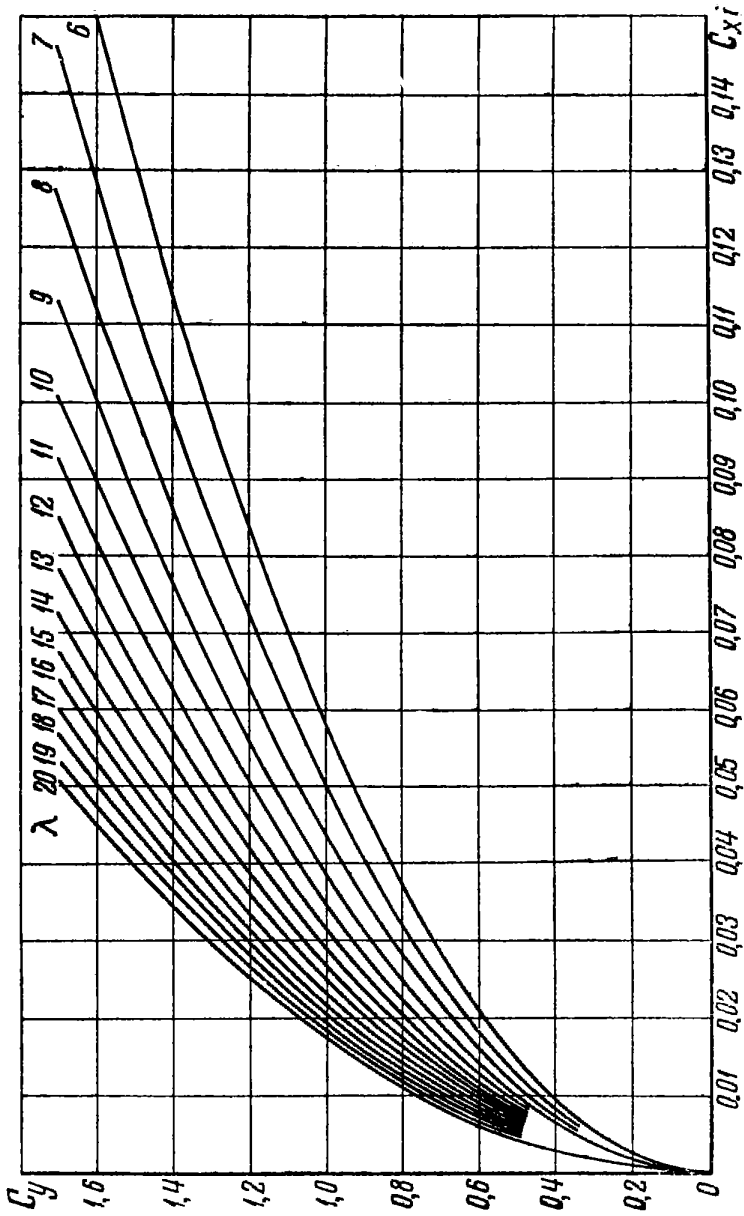


Рис. 9. График изменения коэффициента индуктивного сопротивления крыла  $C_{xi}$  в зависимости от  $C_y$  и удлинения крыла  $\lambda$

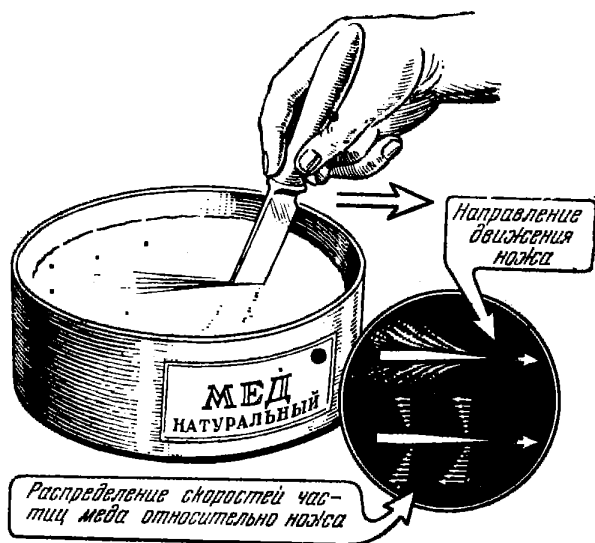


Рис. 10. Проявление вязкости при движении ножа в меде

модели. А так как характер обтекания воздухом крыла в значительной степени определяется вязкостью воздуха, то начнем с рассмотрения этого понятия.

Вязкость — это свойство частиц данного вещества прилипать друг к другу и к поверхности тел. Вязкость различна у разных веществ. Например, мед имеет очень высокую вязкость, вода — меньшую, а воздух — еще меньшую. Вязкость газа или жидкости можно охарактеризовать силой сопротивления трения двух пластинок, площадью в  $1 \text{ м}^2$  каждая, движущихся одна относительно другой со скоростью  $1 \text{ м/сек}$  и расположенных друг от друга на расстоянии  $1 \text{ м}$ , причем между этими пластинками располагается та жидкость или газ, вязкость которых исследуется. Для воздуха эта сила составляет  $1,82 \text{ г}$ , для воды —  $100 \text{ г}$ . Вязкость всех веществ зависит от температуры. У воздуха она растет с увеличением температуры. А так как температура воздуха с высотой падает, то вязкость более высоких слоев атмосферы меньше, чем низких. Однако и у земли вязкость воздуха меняется в зависимости от изменения температуры.

Приведенное значение вязкости воздуха  $1,82 \text{ г}$  соответствует температуре  $+15^\circ \text{ Ц}$ .

Если цифры из граммов и миллиметров перевести в килограммы и метры, получим при  $15^\circ \text{ Ц}$  для воздуха

$\mu = 0,00000182 \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}}{\text{м}^2}$  и для воды  $\mu = 0,0001 \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}}{\text{м}^2}$ .

Как проявляется сила вязкости, можно представить на таком примере. Налив в банку мед и погрузив в него широкий нож, будем его двигать (рис. 10). Частицы меда, расположенные в непосредственной близости от поверхности ножа, прилипнут к нему. Соседние с ними частицы меда будут двигаться относительно ножа, но очень медленно, частицы же, лежащие еще дальше, будут двигаться относительно ножа тем быстрее, чем больше расстояние, отделяющее их от поверхности ножа, пока на некотором удалении скорость частиц относительно ножа не сравняется со скоростью движения самого ножа. Слой, в котором скорость движения частиц изменяется от нуля до скорости движения всей массы меда, называется пограничным слоем.

Такой пограничный слой имеется при обтекании любого тела газом или жидкостью.

Толщина пограничного слоя у крыла летающей модели в среднем составляет 2—3 мм. Оказывается, обтекание воздухом тела сильно зависит от характера изменения скорости в пограничном слое.

## 8. ЛАМИНАРНОЕ И ТУРБУЛЕНТНОЕ ОБТЕКАНИЕ. ЧИСЛО $R$

Специальными исследованиями установлено, что может быть два закона изменения скорости воздуха в пограничном слое у крыла. На малых скоростях движения

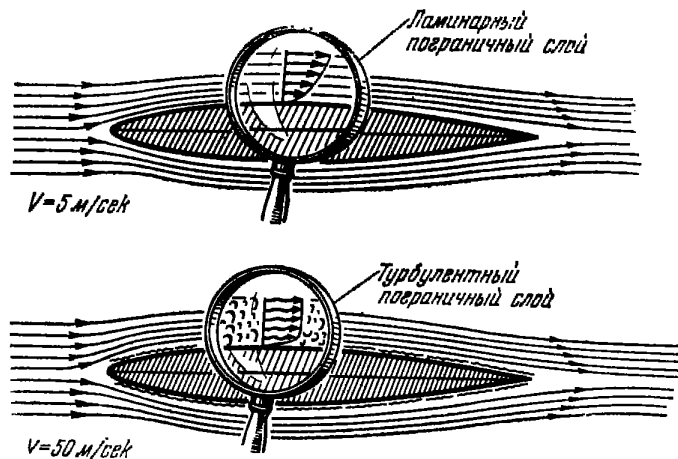


Рис. 11. Распределение скоростей в ламинарном и турбулентном пограничных слоях крыла


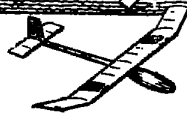
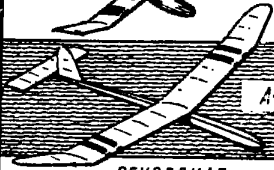
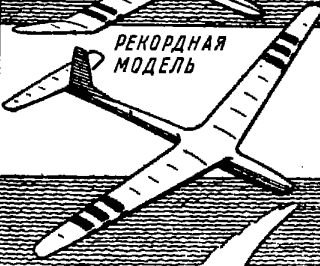


ТИП МОДЕЛИ или ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	ХОРДА КРЫЛА, ММ	СКОРОСТЬ ПОЛЕТА, М/СЕК	ЧИСЛО РЕЙНОЛЬДСА
 КОМНАТНАЯ МОДЕЛЬ	60	2	8300
 А-1	120	5	42000
 А-2	160	5	56000
 РЕКОРДНАЯ МОДЕЛЬ	220	5	76000
 ЧАЙКА	132	11	92000
 ПАССАЖИРСКИЙ САМОЛЕТ	3200	74	16350000

Рис. 12. Числа  $Re$  для разных условий полета

крыла и при малой его ширине скорости в толще пограничного слоя изменяются (рис. 11) медленно и плавно, а струйки текут, не перемешиваясь, рядом. Такой пограничный слой называется ламинарным.

При достаточно сильном увеличении скорости движения крыла плавность течения воздушных струек в пограничном слое нарушается — они перемешиваются. Из-за этого скорость в пограничном слое нарастает значительно быстрее. Такой пограничный слой называется турбулентным.

Как показывают исследования, изменение скорости в пограничном слое определяется числом Рейнольдса —  $Re$ , которое подсчитывается по формуле

$$Re = \frac{Vb}{\nu}, \quad (17)$$

где  $V$  — скорость,  $b$  — хорда крыла и  $\nu = \frac{\mu}{\rho}$  — модуль вязкости для воздуха. При  $+15^\circ\text{C}$  и 760 мм рт. ст.  $\nu = 0,0000145 \frac{\text{м}^2}{\text{сек}}$ .

Это выражение для подсчетов, связанных с аэродинамикой летающих моделей, полет которых чаще всего происходит вблизи земли, можно записать так:

$$Re = 69Vb. \quad (17)'$$

Здесь скорость  $V$  берется в  $\frac{\text{м}}{\text{сек}}$ , а хорда  $b$  в мм.

Представление о величине  $Re$  для летающих моделей, птицы и пассажирского самолета у земли при температуре  $+15^\circ\text{C}$  дает рис. 12. Но бывают случаи, когда при запуске моделей температура значительно отличается

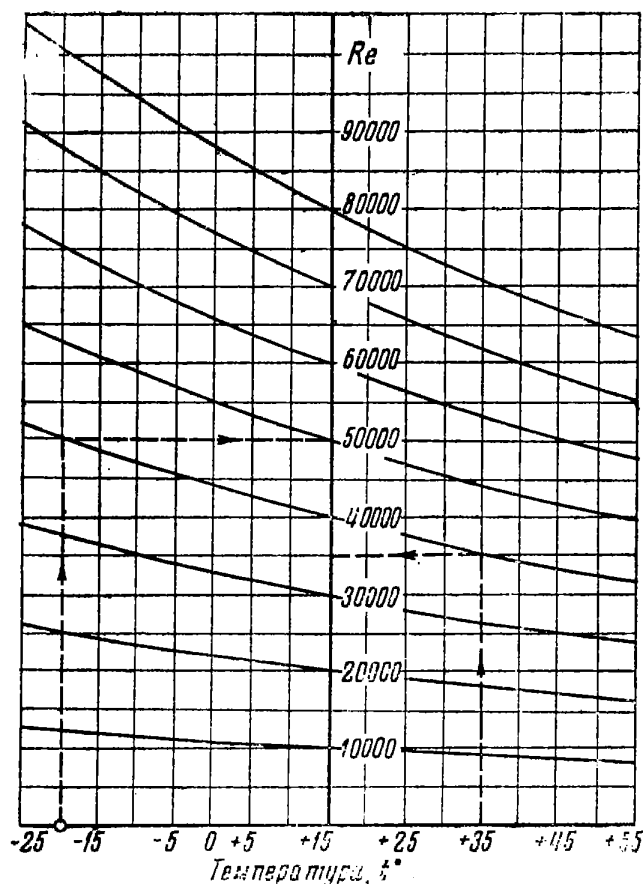


Рис. 13. График зависимости числа  $Re$  от температуры воздуха

ся от  $15^{\circ}\text{C}$ : в очень жаркую летнюю погоду она может доходить от  $+30$  до  $+40^{\circ}\text{C}$ , а зимой от  $-15$  до  $-20^{\circ}\text{C}$ .

При этом из-за изменения  $\nu$  сильно изменяется и  $Re$ . На рис. 13 показана зависимость числа  $Re$  от температуры.

Из рис. 13 видно, что если при средних значениях температуры и давления  $Re$  для модели планера составляет 40 000, то в зависимости от температуры воздуха оно может меняться от 35 000 (в жаркую погоду) до 50 000 (в холодную погоду). Это обстоятельство необходимо учитывать при выборе профиля крыла для модели планера.

Исследования показывают также, что если  $Re$  не превосходит некоторого значения, называемого критическим, то пограничный слой по всей хорде — ламинарный. Если же  $Re$  превосходит критическое значение, то пограничный слой переходит частично или полностью из ламинарного в турбулентный. Критическое число Рейнольдса для каждого обтекаемого тела свое. Например, для плоской пластинки, расположенной строго по потоку, оно равно 500 000, для шара — 400 000, а для самолетного крыльевого профиля, расположенного под углом атаки  $\alpha = 6^{\circ}$ , оно оказывается примерно равным 63 000.

## 9. ОБТЕКАНИЕ КРЫЛА ЛАМИНАРНЫМ И ТУРБУЛЕНТНЫМ ПОГРАНИЧНЫМИ СЛОЯМИ

Посмотрим теперь, как же связано изменение скорости в пограничном слое с обтеканием крыла воздухом.

На рис. 14 показан участок верхней части крыла, толщина пограничного слоя которого условно сильно увеличена. Рассмотрим, как обтекается верхняя поверхность крыла при ламинарном и турбулентном течениях.

В обоих случаях существенную роль играет то обстоятельство, что на верхней поверхности крыла наибольшее разрежение получается ближе к носику профиля. Это означает, что давление сверху оказывается у хвостика профиля больше, чем в передней части. Благодаря этому в хвостовой части профиля в пограничном слое крыла появляется местное течение, направленное против общего движения воздуха. Этот «противопоток» воздуха сталкивается в пограничном слое с основным потоком. В результате возникает нечто вроде гребешка морской вол-

ны (рис. 14) и пограничный слой отрывается от крыла. За точкой отрыва образуется зона, заполненная беспорядочными вихрями.

Чем эта область больше, тем больше лобовое сопротивление. При ламинарном пограничном слое из-за того, что скорость в нем нарастает по толщине медленно, «про-

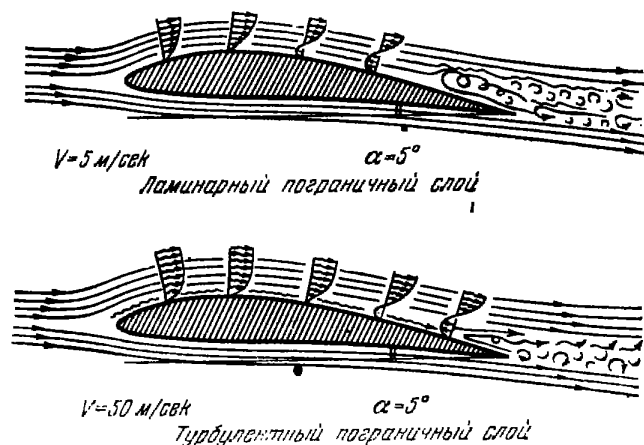


Рис. 14. Обтекание крыла при ламинарном и турбулентном пограничных слоях

тивопоток» проникает в пограничный слой далеко вперед. Поэтому большая часть потока оказывается сорванной и профильное сопротивление, а значит, и  $C_{xp}$  оказывается больше.

При турбулентном пограничном слое скорость потока по его толщине нарастает значительно быстрее. Основной поток воздуха в пограничном слое, набегающий на тело, сильнее сопротивляется «противопотоку», и точка отрыва переносится назад, вследствие чего вихревая область уменьшается (см. рис. 14).

На рис. 15 приведена картина обтекания одного и того же крыла на одном и том же углу атаки — с ламинарным и турбулентными пограничными слоями.

Чем меньше вихревая область, тем меньше сила лобового сопротивления за счет меньшего профильного сопротивления и больше подъемная сила, т. е. у крыла меньше коэффициент профильного сопротивления и больше коэффициент подъемной силы.

На рис. 16 показаны кривые изменения  $C_x$  и  $C_v$  в зависимости от  $Re$  для крыла, имеющего профиль



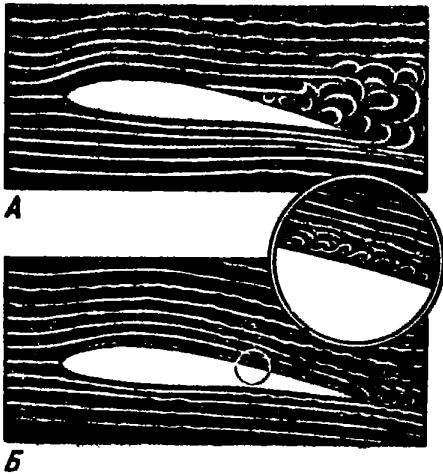


Рис. 15. Картина обтекания крыла при ламинарном и турбулентном пограничных слоях, полученная в дымовой аэродинамической трубе;

А — при ламинарном пограничном слое;  
 Б — при турбулентном пограничном слое

NACA60. Крыло имеет угол атаки  $\alpha = 6^\circ$ . Как видно из графика, при  $Re = 63\,000$  и более  $C_y$  резко увеличивается, а  $C_x$  — уменьшается из-за появления турбулент-

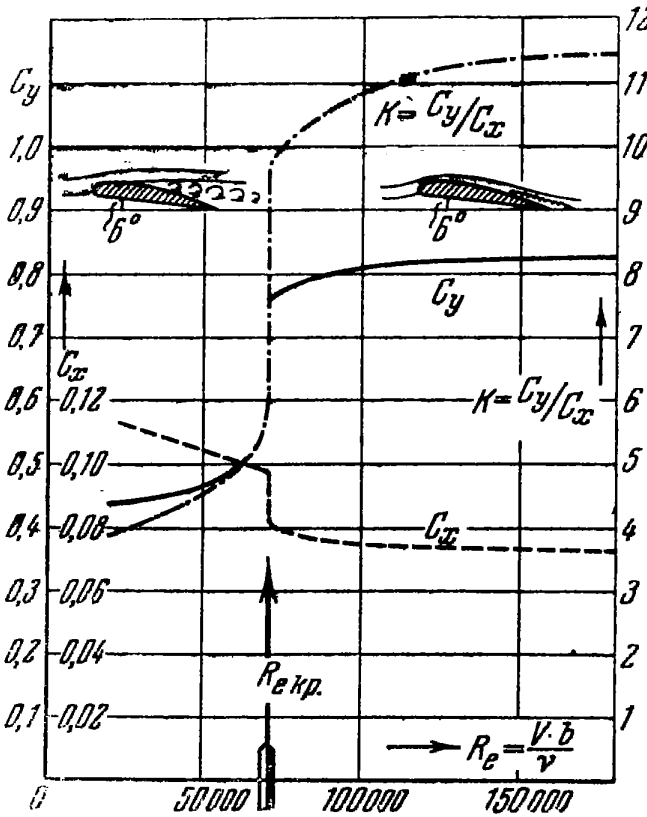


Рис. 16. Зависимость  $C_x$ ,  $C_y$  и  $K = \frac{C_y}{C_x}$  от числа  $Re$  для крыла с профилем NACA60 при угле атаки  $\alpha = 6^\circ$ ,

ного обтекания. Таким образом,  $Re = 63\,000$  для крыла с профилем NACA60, расположенным под углом атаки  $\alpha = 6^\circ$ , является критическим. На рис. 16 приведена также кривая аэродинамического качества крыла по числу  $Re$ .

По характеру этой кривой видно, насколько выгодно, чтобы крыло работало при турбулентном пограничном слое, а не при ламинарном.

Аэродинамическое качество крыла в первом случае около 11, во втором — всего 4,0.

Из всего изложенного можно сделать вывод, что пограничный слой в верхней части крыла желательно иметь турбулентным.

Однако как видно из рис. 12, у большинства моделей планеров  $Re$  оказывается меньше, чем 63 000: следовательно, если у крыльев этих моделей мы применим профиль NACA60, то пограничный слой у них будет ламинарным, а  $C_x$  — повышенным.

Нетрудно прийти к выводу, что у этих моделей было бы выгодно искусственно турбулизовать пограничный слой. Но как это сделать, не меняя скорости полета моделей?

## 10. ТУРБУЛЕНТНЫЕ ПРОФИЛИ

Способов искусственной турбулизации много. Один из них заключается в том, что изменяет форму профиля, влияющую на распределение давления по хорде. На рис. 17 показана схема эксперимента по распределению давления в аэродинамической трубе. К каждой точке поверхности крыла, изнутри его, подводят трубочки, связанные с трубками манометра. Глядя одновременно на все трубки манометра, записывают распределение давления по всему контуру крыла. Затем в каждой точке крыла, где измерялось давление, восстанавливают перпендикуляры, вдоль которых откладывают в одном и том же масштабе отрезки, соответствующие давлению в каждой точке. При этом разрежение обозначают знаком минус (—), а повышенное давление знаком плюс (+).

На том же рис. 17 показано распределение давления по профилю с острым носиком (слева) и толстым, тупым. При остром носике (который чаще встречается у тонких профилей) имеется резкий «пик» разрежения, а у

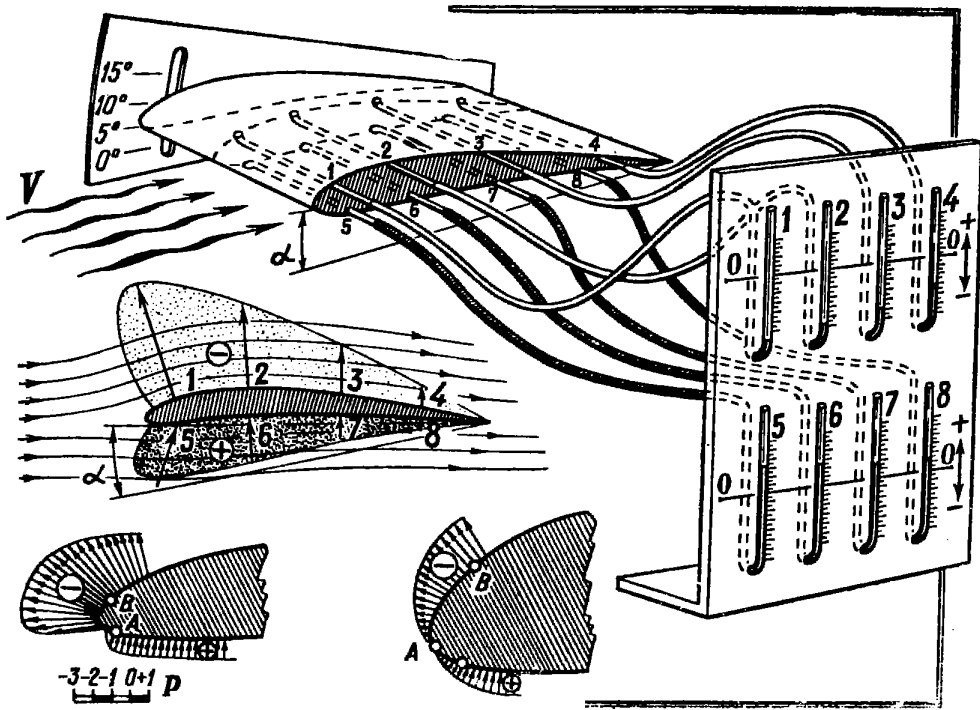


Рис. 17. Схема эксперимента в аэродинамической трубе по распределению давления вдоль хорды крыла. Внизу — картина распределения давления по носу крыла тонкого и толстого профилей

тупоносого и более толстого профиля изменение разрежения происходит значительно менее резко. Вспомнив закон Бернулли (чем меньше давление в струйке движущегося воздуха, тем больше его скорость), мы можем сделать ряд интересных выводов.

В соответствии с законом Бернулли скорость потока в верхней части крыла увеличивается при переходе из точки *A* (рис. 17), где давление  $P=0$ , в точку *B*, где давление наименьшее. Точки *A* и *B* у тонкого, изогнутого профиля расположены значительно ближе, чем у более толстого каплеобразного профиля. У тонкого профиля величина разрежения в точке *B* значительно больше, чем у толстого профиля. Следовательно, у тонкого профиля переход из точки *A* в точку *B* сопровождается большим изменением скорости потока, чем у толстого профиля. И так как это изменение скорости происходит за определенный промежуток времени, то можно опре-

делить величину ускорения, сообщаемого потоку на участке  $AB$ . Подсчеты показывают, что ускорение потока у тонкого профиля при угле атаки крыла  $\alpha = 14,6^\circ$  при переходе из точки  $A$  в точку  $B$  составляет величину  $512\,000 \text{ м/сек}^2$ , в то время как у толстого каплеобразного профиля, несмотря на больший путь, это же ускорение составляет величину  $82\,000 \text{ м/сек}^2$ .

Большое ускорение означает быстрый рост скорости и энергии движения у потока. Но «перевалив» за точку наибольшего разрежения, поток встречает противодействие и постепенно снижает скорость. Падение скорости в конце концов приводит к тому, что ламинарный пограничный слой переходит в турбулентный. Но у тонкого изогнутого профиля, как мы видели, надо погасить ускорение в 6 раз больше, чем у толстого профиля, поэтому у тонкого профиля замедление скорости потока происходит более резко, из-за чего у этого профиля пограничный слой оказывается турбулентным. Следовательно, изменяя форму профиля крыла на более тонкую, можно вызвать переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный при меньшем числе  $Re$ .

Из изложенного ясно, что для летающих моделей выгоднее всего применять крыло с более тонким профилем. Чтобы увеличить подъемную силу крыла с таким профилем, рекомендуется ему придавать изгиб в первой трети хорды. При этом частицы воздуха, продвигающиеся по верху крыла, должны преодолеть более длинный путь, следовательно, скорость их движения возрастает, а значит, возрастет и разрежение. Снизу крыла частицы воздуха, двигаясь по кривой линии, подвергаются действию центробежной силы, из-за которой они сильнее прижимаются к нижней поверхности крыла, что вызывает повышение давления снизу крыла. Большее разрежение сверху крыла и повышенное давление снизу крыла вызывает естественное возрастание подъемной силы. Степень изогнутости профиля крыла оценивается так называемой относительной вогнутостью. Относительная вогнутость профиля замеряется по наибольшему изгибу средней линии профиля, которая соединяет середины высот профиля (рис. 18).

Отношение величины наибольшего изгиба средней линии к длине хорды крыла  $b$  и называется относительной вогнутостью профиля:

$$\bar{f}\% = \frac{f}{b} \cdot 100.$$

На рис. 18 показаны тонкие профили с разной относительной вогнутостью; профили, имеющие  $f = 5 - 6\%$ , более всего подходят для летающих моделей.

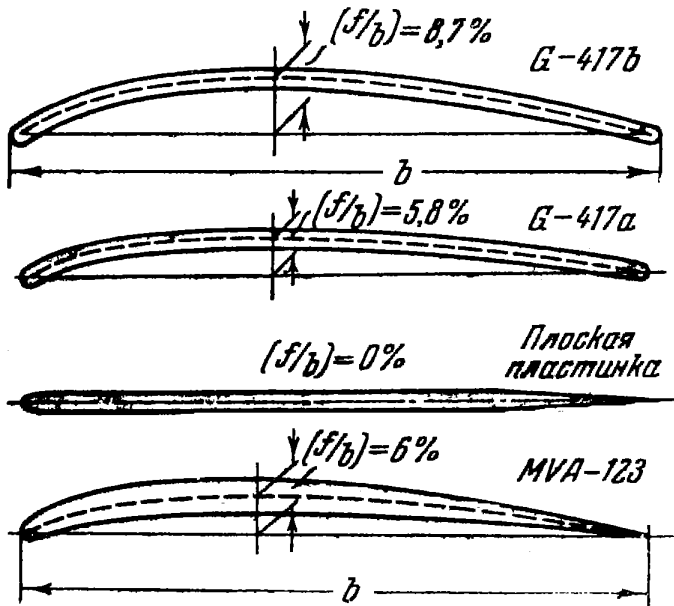


Рис. 18. Относительная вогнутость профилей крыла, применяемых для летающих моделей

На рис. 19 представлены поляры двух крыльев, испытанных при числе  $Re = 42\,000$ , соответствующем полету модели планера класса А-1. Оба крыла имеют равное удлинение, но разные профили: одно — с тонким, изогнутым, другое — с толстым, каплеобразным.

Выше было доказано, что тонкий, изогнутый профиль на всех углах атаки имеет меньшие критические числа  $Re$ , чем толстый, каплеобразный. Поэтому можно ожидать, что при  $Re = 42\,000$  у крыла с тонким, изогнутым профилем коэффициент подъемной силы окажется больше, а коэффициент лобового сопротивления меньше, чем у крыла с толстым профилем. Это предположение подтверждается рис. 19. Аэродинамическое качество крыла с тонким профилем, естественно, в этом случае больше,

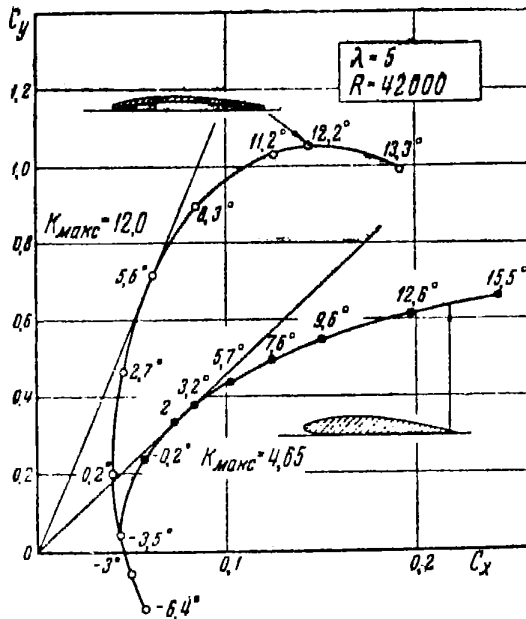


Рис. 19. Поляры крыльев с разными профилями, полученными при испытаниях в аэродинамической трубе при числе  $Re = 42\,000$

чем у крыла с толстым профилем. Поэтому для летающих моделей рекомендуется применять тонкие, изогнутые профили крыльев.

## 11. ЛАМИНАРНЫЕ ПРОФИЛИ

Существует еще один способ улучшить аэродинамические характеристики профилей крыльев для летающих моделей. Применяются профили, имеющие такой контур, при котором пограничный слой остается ламинарным, но не образует завихрений и срыва. Выбирается очень плавный контур профиля с наибольшей вогнутостью, оттянутой далеко назад (рис. 20). Аэродинамические характеристики одного из таких ламинарных профилей — английского профиля LDC-2 приведены на рис. 133 приложения 1. Крыло с ламинарным профилем должно быть выполнено с очень гладкой, тщательно отделанной верхней поверхностью. Нервюры такого крыла располагают часто (через 25—30 мм). Поверхность крыла, выполненная с шероховатостями или неровностями, сводит ламинарные преимущества крыла к нулю.

Кроме сложности изготовления, крылья ламинарного профиля имеют еще один недостаток: как видно по графику, приведенному на рис. 133 приложения 1, малое профильное сопротивление у них получается, пока  $C_y$  не превышает 0,4—0,6. При дальнейшем увеличении  $C_y$

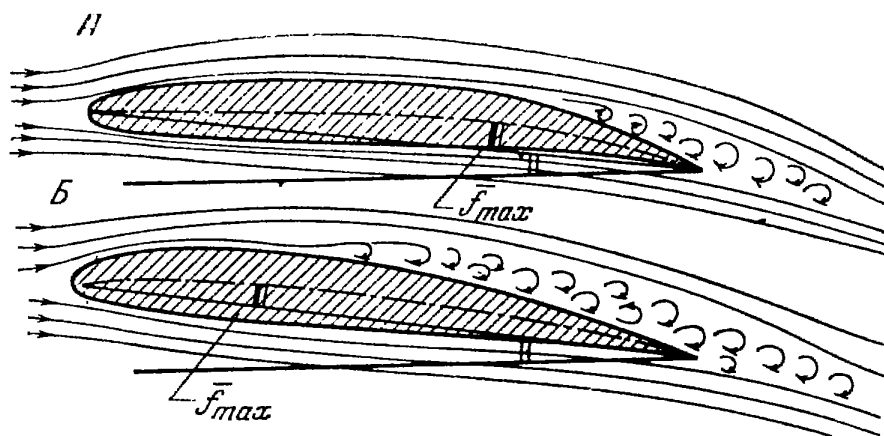


Рис. 20. Схема обтекания профилей крыла, имеющих ламинарный пограничный слой:

*A* — с наибольшей относительной вогнутостью, расположенной в задней части хорды крыла; *B* — с наибольшей относительной вогнутостью, расположенной в передней части хорды крыла

возникает срыв потока с носика крыла, и профильное сопротивление резко возрастает. Так как минимальные скорости снижения у современных моделей планеров получаются при  $C_y = 0,9 \div 1,1$ , то применять у них ламинарные профили особого смысла нет.

## 12. ПРОФИЛИ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ ДЛЯ ЛЕТАЮЩИХ МОДЕЛЕЙ

Аэродинамические характеристики крыльевых профилей получаются в результате экспериментов в аэродинамических трубах. Однако подавляющее большинство подобных экспериментов проводится для самолетных крыльев, т. е. для работы на очень больших числах  $Re$  (несколько миллионов), и не может быть использовано для моделей.

Однако в материалах старых испытаний встречаются продувки, которыми можно воспользоваться и для авиа-модельных целей. Кроме того, в последнее время в СССР и за границей проводились аэродинамические испытания на малых  $Re$ . По этим материалам были подобраны лучшие образцы крыльевых профилей. В конце книги даны их геометрические и аэродинамические характеристики. Около каждого из этих профилей приведена кривая изменения  $C_{xp}$  по  $C_y$  и указаны  $Re$ , при которых они получены.

При выборе профиля для крыла модели необходимо сначала определить, какое  $Re$  может быть у нее в полете, и выбрать наиболее подходящий из профилей, испытанный примерно на этих же  $Re$ . Для тонких, изогнутых профилей допускается разница до 25 000—30 000. Например, если полетное  $Re = 48\,000$ , то для такой модели можно пользоваться продувками тонких, изогнутых профилей крыльев, проведенных при  $Re = 73\,000 \div 78\,000$ .

Определять полетное  $Re$  надо с учетом температуры, при которой будут происходить полеты.

Следует отметить, что большинство профилей крыльев, характеристики которых приведены в приложении 1, испытывались в аэродинамических трубах с турбулентным потоком. Чтобы у модели получилось соответствие между продувочной профильной полярой и полетной, следует установить турбулизатор перед носиком крыла (см. стр. 39—40).

Исключение в этом отношении составляют несколько крыльевых профилей, испытанных в специальной аэродинамической трубе, имеющей ламинарный поток (рис. 121, 122, 140, 141, 146 приложения 1).

### 13. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРОФИЛЕЙ ДЛЯ ЛЕТАЮЩИХ МОДЕЛЕЙ

Авиамodelисты нередко создают опытным путем профили лучше, чем испытанные в аэродинамических трубах. Располагая неограниченными возможностями экспериментирования, они проводят систематические пробные запуски моделей с разными самодельными профилями и постепенно вырабатывают выгодные им формы для летающих моделей.

К числу созданных опытным путем относится профиль крыла, разработанный московским авиамodelистом



М. Купфером. После испытаний в полете профиль крыла был продут в аэродинамической трубе Московского авиационного технологического института и показал превосходные аэродинамические данные (рис. 119 приложения 1).

Самостоятельное проектирование профиля надо начинать с определения числа  $Re$ , соответствующего нашей модели.

Размеры модели и ее вес определяют к моменту, когда необходимо выбрать профиль крыла. Следовательно, нагрузка на крыло, а также хорда крыла уже известны. Взяв примерное значение коэффициента подъемной силы  $C_y = 1,0$ , подсчитываем по формуле (8) скорость полета модели  $V$ . Далее по скорости полета и хорде крыла подсчитываем полетное  $Re$ . Затем по графику (рис. 21) для найденного  $Re$  следует определить основные геометрические данные профиля: наибольшую относительную вогнутость  $\bar{f}$  на 25% хорды, считая от носика, наибольшую относительную

толщину  $\bar{c}$  на половине хорды, а также радиус носика профиля, выраженный в долях хорды  $r = \frac{\bar{r}}{b}$ .

По этому графику видно, что для моделей планеров, которые летают на числах  $Re$ , не больших 60 000, следует применять профили с острым носиком, радиус которого равен 0,5% хорды крыла.

Так, при  $Re = 60\,000$  геометрические данные профиля, определенные по графику рис. 21, будут:  $\bar{f} = 6\%$ ;  $\bar{c} = 5,5\%$ ;  $r = 0,5\%$ .

По этим данным рекомендуется вычертить профиль с хордой, рав-

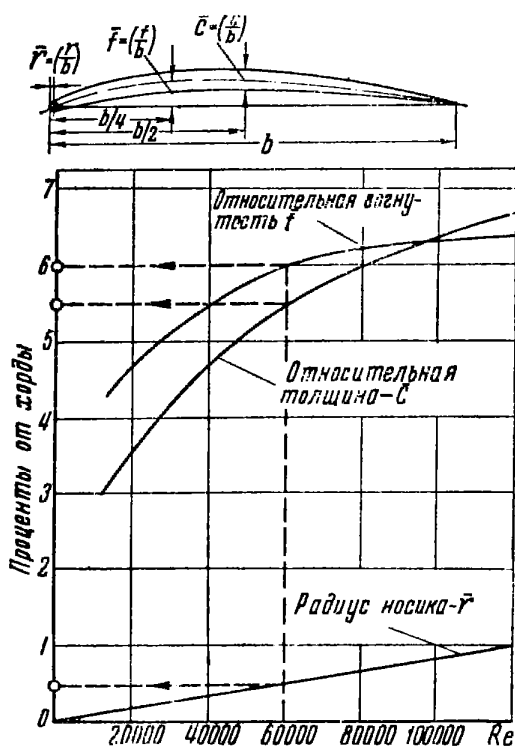


Рис. 21. График зависимости основных параметров профилей крыльев для летающих моделей от числа  $Re$  полета

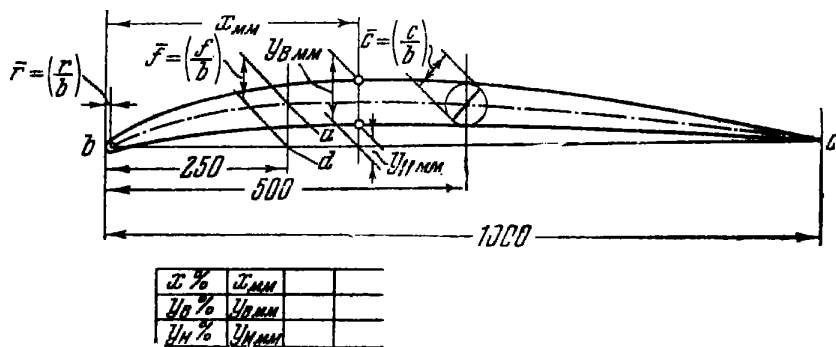


Рис. 22. Построение контура профиля крыла по заданным параметрам:  $\bar{r} = \left(\frac{r}{b}\right)$ ;  $\bar{f} = \left(\frac{f}{b}\right)$ ;  $\bar{c} = \left(\frac{c}{b}\right)$

ной 1 м (рис. 22). Для этого на листе бумаги размером 150×1100 мм вычерчиваем хорду длиной 1000 мм. На расстоянии 250—300 мм от носика (точка  $d$ ) проводим перпендикуляр к хорде и откладываем вверх отрезок, равный относительной вогнутости нашего профиля  $\frac{f}{b}$ . Так получим точку  $a$ . Далее, пользуясь лекалом, строим среднюю линию, для чего соединяем плавной кривой точки  $a$ ,  $b$  и  $c$ . На полученной средней линии располагаем центры двух окружностей: первой с радиусом, равным  $\frac{r}{b}$ , так, чтобы она проходила через точку  $b$ ; второй — с радиусом, равным  $\frac{c}{2}$ , на расстоянии 500 мм от точки  $b$ .

Далее с помощью лекал вычерчиваем контур профиля так, чтобы он был касательным к обеим окружностям. При этом толщина передней половины профиля нигде не должна быть больше  $\frac{c}{b}$ .

После того как профиль крыла с хордой 1000 мм построен, следует заполнить таблицу координат нашего профиля ( $x$ ;  $y_b$  и  $y_n$ ), снимая с чертежа профиля соответствующие размеры масштабной линейкой. Размеры, снятые в сантиметрах, соответствуют цифрам процентов хорды профиля. Для моделей планеров целесообразно применять дополнительную изогнутость хвостовой части профиля книзу.

Как указывалось выше, для уменьшения скорости снижения модели планера необходимо, чтобы коэффициент

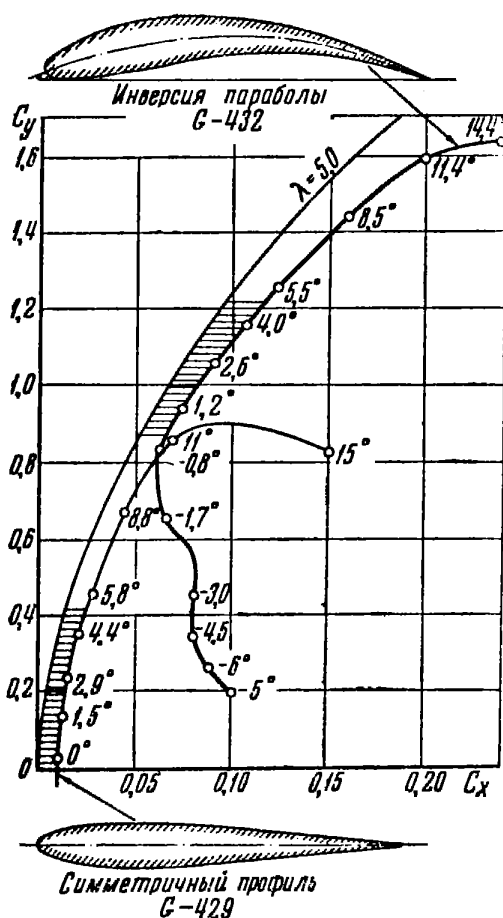


Рис. 23. Поляры симметричного профиля (Геттинген-429) и профиля, изогнутого в хвостовой части (Геттинген-432). (Заштрихована область малых значений коэффициентов профильного сопротивления  $C_x$  проф)

профиля со смещенной назад наибольшей относительной вогнутостью за середину хорды предложил в 1916 г. профессор Н. Е. Жуковский. Серия профилей, построенных по закону, предложенному Н. Е. Жуковским, называется инверсией параболы. Контур одного из таких профилей и результаты его продувок приведены на рис. 23.

Поэтому при проектировании крыльевых профилей для моделей планеров следует располагать наибольшую вогнутость средней линии профиля на 40—50% хорды

мощности  $C_x / C_y^{3/2}$  был возможно меньше.

Для уменьшения этого коэффициента необходимо выбрать такой профиль, у которого профильное сопротивление  $C_{xp}$  было бы на возможно большем  $C_y$ . Данные эксперимента показывают, что при изгибе книзу хвостовой части профиля минимальное значение коэффициента профильного сопротивления перемещается в область больших  $C_y$ . Это хорошо видно на рис. 23: поляра профиля, изогнутого в хвостовой части, поднимается вдвое выше, чем у симметричного профиля, и имеет малое значение  $C_{xp}$  на значительно больших  $C_y$ .

Такой результат достигается при выборе заднего положения наибольшей вогнутости профиля по хорде крыла. Впервые изгиб про-

крыла, что дает некоторый отгиб задней кромки книзу примерно на  $10^\circ$  (рис. 24).

Такой изгиб задней кромки имеет ряд профилей, с которыми модели планеров показали хорошие летные данные. К числу хороших крыльевых профилей для моделей

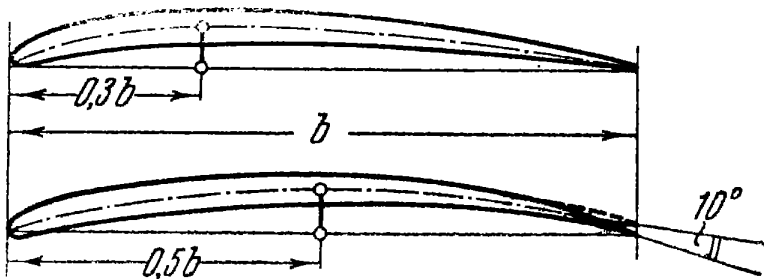


Рис. 24. Перемещение местоположения наибольшей вогнутости по хорде к ее середине дает загиб книзу задней кромки примерно на  $10^\circ$

планеров относятся профиль московского авиамоделюста М. Купфера и профиль, предложенный автором этой книги. У этих профилей задняя кромка также отогнута книзу (рис. 119, 120 приложения 1).

Эти профили были испытаны в аэродинамической трубе Московского авиационного технологического института и, судя по полярам, приведенным в приложении 1, обладают хорошими аэродинамическими характеристиками.

#### 14. ИСКУССТВЕННАЯ ТУРБУЛИЗАЦИЯ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА МАЛЫХ $Re$

Выше уже указывалось, что при  $Re$  меньше критического полезно турбулизировать пограничный слой. Один из способов турбулизации заключается в том, чтобы придать профилю соответствующую форму. Имеются, однако, и другие способы. Один из них заключается в применении турбулизатора в виде проволоки или нити, протянутой перед носиком профиля. Такой турбулизатор позволяет существенно улучшить характеристики крыла толстого профиля на малых  $Re$ .

На рис. 25 приведены две экспериментальные поляры, полученные при  $Re = 84\,000$  крыла, имеющего толстый профиль, с турбулизатором и без него. Хорошо видно,

что на больших углах атаки лобовое сопротивление у крыла с ниткой заметно меньше, чем без нитки, и аэродинамическое качество соответственно выше, а коэффициент мощности — меньше.

Аналогичный результат, правда несколько меньший количественно, можно получить у крыла толщиной

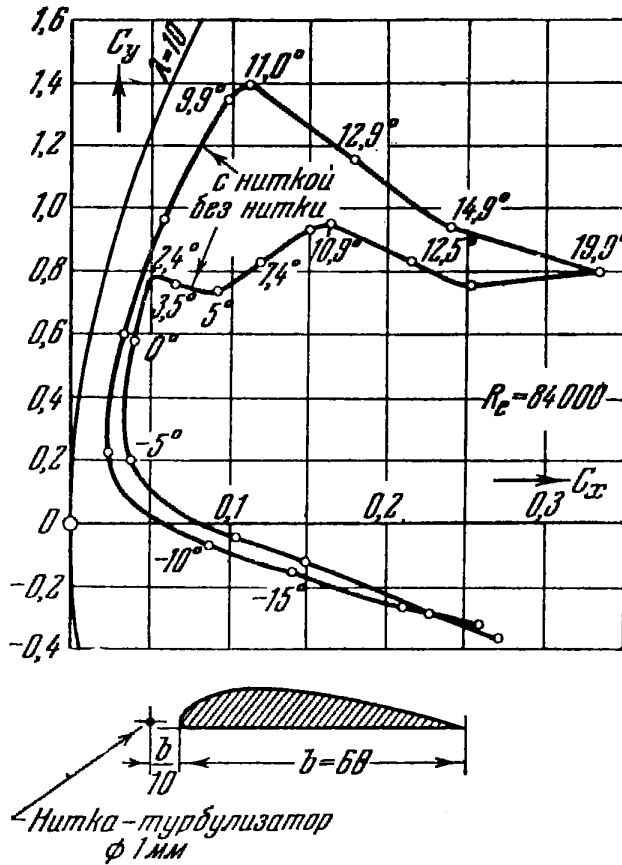


Рис. 25. Поляры профиля крыла с ниткой — турбулизатором и без нее при  $Re = 84\,000$

12—14%, наклеив вдоль по носу крыла тонкую ленту крупнозернистой наждачной бумаги.

При обтяжке крыла толстого профиля у тихоходных моделей не следует верхнюю поверхность крыла делать особенно гладкой — покрывать лаком, сглаживать мелкие уступы, иногда получающиеся в передней части крыла, и т. п. Неровности верхней поверхности крыла помогают вызвать турбулентность пограничного слоя и тем

самым увеличить аэродинамическое качество крыла. Следует помнить, однако, что все эти мероприятия, вызывающие турбулентность пограничного слоя на верхней поверхности крыла, обтекаемого ламинарным потоком, целесообразно применять при  $Re$  меньше критического, так как при  $Re$  больше критического (например, у бензино-

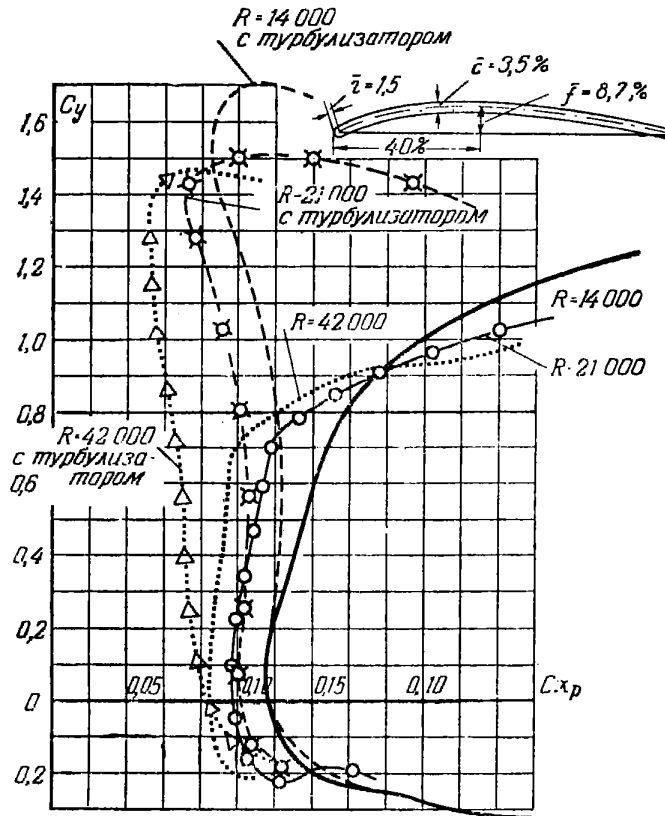


Рис. 26. Результаты продувок тонкого, изогнутого профиля в аэродинамической трубе с ламинарным потоком при наличии турбулизатора и без него

моторных моделей или моделей планеров с большой нагрузкой на крыло) пограничный слой сам становится турбулентным. Именно поэтому в таких случаях нет никакого смысла ставить турбулизатор или применять негладкую поверхность на верхней части крыла. Более того, при  $Re$  больше  $Re$  критического надо стараться по возможности тщательно сглаживать поверхность крыла, что уменьшит его сопротивление трения.

На крыльях, имеющих тонкие изогнутые профили, приспособленные для работы на малых  $Re$ , также оказывается целесообразно применять турбулизатор. Особенно это относится к моделям планеров, у которых надо добиваться уменьшения коэффициента мощности.

Продувки крыла (рис. 26), имеющего профиль в виде тонкой изогнутой пластинки, на малых  $Re$  (от 14 000 до 42 000) в ламинарном потоке показывают, что без турбулизатора у него на больших углах атаки, соответствующих  $C_{\alpha} = 0,90 \div 1,0$ , коэффициент профильного сопротивления  $C_{xр}$  резко растет, а  $C_y$  почти не повышается, что приводит к увеличению коэффициента мощности.

Такое невыгодное течение поляры объясняется тем, что на больших углах атаки резко уменьшается «пик» разрежения на носике профиля (см. рис. 17).

Это происходит из-за нарушения плавности обтекания верхней части крыла. Ламинарный пограничный слой, как мы уже знаем, имеет тенденцию к преждевременному срыву. Сорвавшийся ламинарный пограничный слой увлекает за собой поток, обтекающий верхнюю часть крыла, образуя при этом завихрения. Это и является причиной прекращения роста  $C_y$  и резкого увеличения  $C_{xр}$ . Следовательно, чтобы заставить описанное крыло работать на  $C_{\alpha} = 1,4 + 1,6$  с малым профильным сопротивлением, необходимо искусственно турбулизировать поток. Насколько это выгодно, видно из рис. 26, на котором приведены экспериментальные кривые коэффициента профильного сопротивления по  $C$  для крыла в виде изогнутой пластинки, продутого в потоке, турбулизированном проволокой, неподвижно укрепленной на стенках трубы перед носиком крыла.

На рис. 26 видно, что крыло в турбулизированном потоке работает нормально до  $C_{\alpha} = 1,5$ , имея неизменный и даже уменьшающийся коэффициент профильного сопротивления, в то время как в ламинарном потоке он растет от малых  $C_{\alpha}$  и, особенно сильно, начиная с  $C_{\alpha} = 0,7 \div 0,8$ .

Об улучшении летных данных моделей планеров при применении турбулизатора свидетельствует также и летный эксперимент. Во время запуска модели планера с тонким изогнутым профилем крыла было выяснено, что при установке на крыле турбулизатора в виде резиновой нити скорость снижения модели уменьшается. На рис. 27

приведены две поляры модели планера, снятые в полете: одна — с турбулизатором из резиновой нити сечением  $1 \times 1$  мм, расположенной перед носиком крыла, другая — без турбулизатора. Хорошо видно, что применение турбулизатора позволяет уменьшить коэффициент мощности и скорость снижения. Такой результат возможен только при хорошем подборе положения турбулизатора.

Наиболее выгодное расположение турбулизатора в виде резиновой нити, выбранное практически путем, показано на рис. 28. Некоторым недостатком такого турбулизатора является то, что сама нить создает дополнительное лобовое сопротивление.

Последнее время зарубежные авиамodelисты с успехом применяют так называемый дырчатый турбулизатор. В крыле, примерно на 15% хорды, считая от носика,

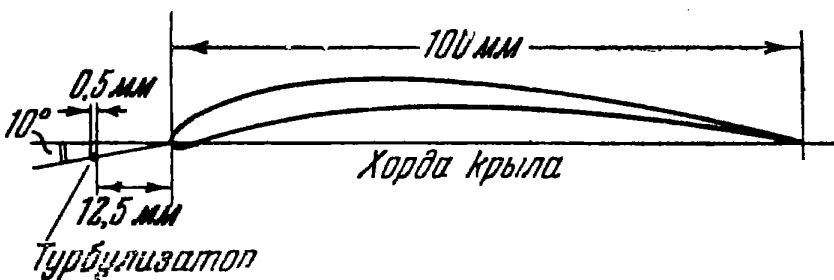


Рис. 28. Наиболее выгодное расположение турбулизатора по хорде крыла с изогнутым профилем

ка, располагаются по всему размаху крыла, через каждые 25 мм, вертикальные отверстия диаметром 0,7 мм.

Воздух, проходя под влиянием разности давлений через эти отверстия с нижней поверхности крыла на верхнюю,

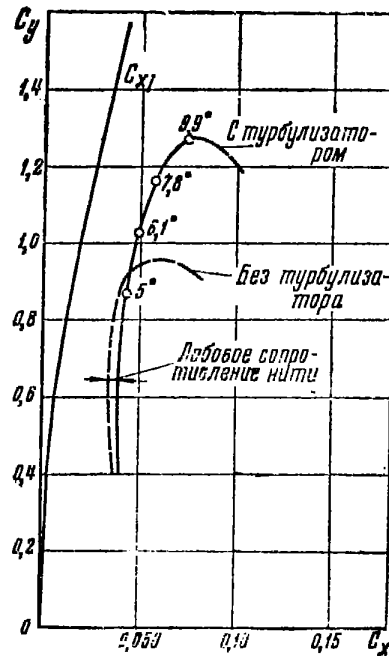
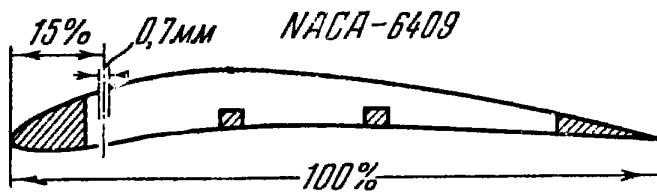


Рис. 27. Поляры модели планера, полученные в полете, — с турбулизатором и без него по экспериментам авиамodelиста Хаклингера (ФРГ)





Расстояние между  
отверстиями по размаху - 25 мм

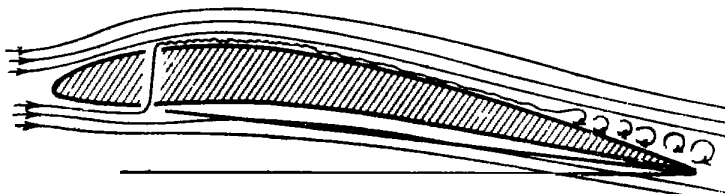
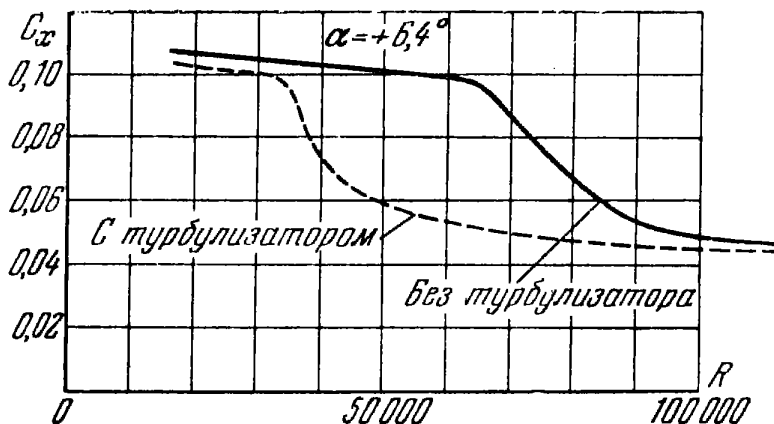
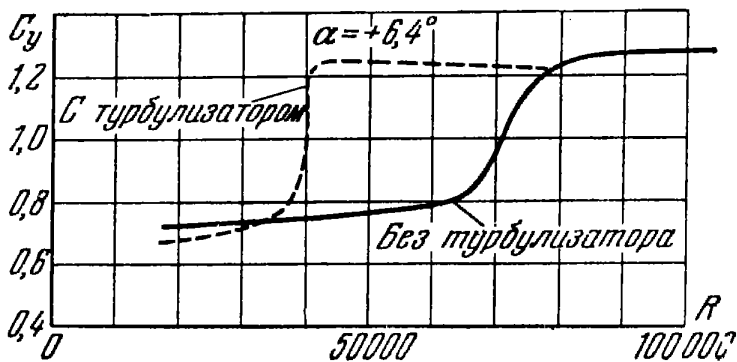


Рис. 29. Результаты продувок авиамодельного крыла с дырчатым турбулизатором и без него в английской аэродинамической трубе малых скоростей

турбулизирует поток в пограничном слое сверху крыла (рис. 29). Как показывают эксперименты, проведенные английскими авиамоделистами в аэродинамической трубе и чешскими авиамоделистами в полете, дырчатый турбулизатор заметно уменьшает лобовое сопротивление крыла и увеличивает его подъемную силу.

## 15. ПОСТРОЕНИЕ ПОЛЯРЫ КРЫЛА

При наличии данных о профильном сопротивлении крыла выбранного профиля для того числа  $Re$ , при котором будет летать модель, можно построить поляру крыла.

Поляра крыла модели, как известно, представляет собой кривую изменения  $C_x$  крыла по  $C_y$ . Величина  $C_x$  определяется формулой (13):

$$C_{x\text{кр}} = C_{xp} + C_{xi}.$$

В этой формуле обе величины, стоящие справа, зависят от  $C_y$ . Коэффициент профильного сопротивления обычно задается в виде так называемых профильных поляр, которые приведены нами в приложении 1 и представляют кривую  $C_{xp}$  по  $C_y$ . Коэффициент индуктивного сопротивления может быть вычислен по формуле (16):

$$C_{xi} = 0,35 \frac{C_y^2}{\lambda}, \quad \text{где } \lambda = \frac{l}{s}.$$

Поскольку  $C_{xp}$  задано графиком, поляру удобно получить графически. Для этого по формуле (16), пользуясь таблицей значений  $C_y^2$ , приведенных в приложении 3, подсчитывают для своего  $\lambda$  значения  $C_{xi}$  при  $C_y = 0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1,0$  и более, если это нужно. Получив 5—6 точек (больше не понадобится), строят кривую  $C_{xi}$  по  $C_y$  в том же масштабе по осям  $C_y$  и  $C_x$ , который принят для профильных поляр в приложении 1. Это построение удобно сделать на кальке. Для этого следует на рис. 9 наложить кальку и на кальке прочертить ту кривую индуктивного сопротивления, которая соответствует удлинению крыла нашей модели. Кроме того, необходимо на кальке прочертить горизонтальную и вертикальную оси графика. Затем надо к  $C_{xi}$  прибавить  $C_{xp}$  при всех  $C_y$ . Для этого наложим кальку с кривой индуктивного сопротивления на график профильного сопротивления, соответствующий выбранному нами профилю, причем нужно следить, чтобы горизонтальные и вертикальные оси обоих

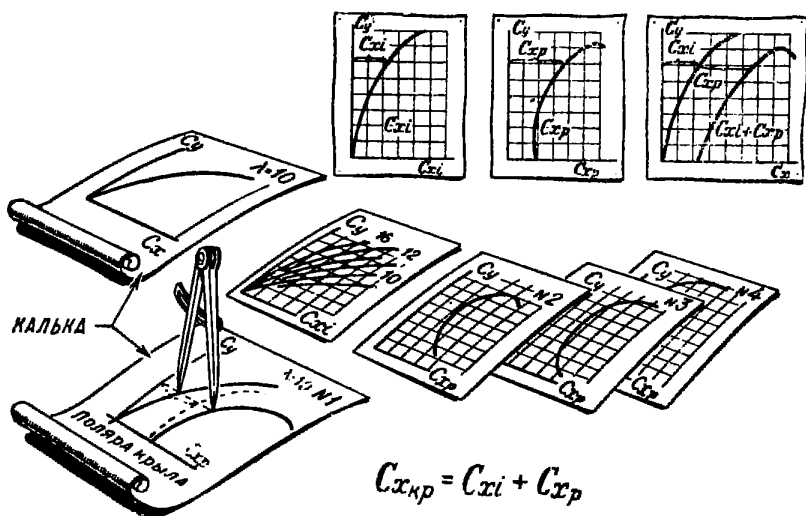


Рис. 30. Построение поляры крыла модели

графиков совпадали. Затем циркулем добавим к кривой индуктивного сопротивления отрезки, соответствующие профильному сопротивлению крыла, так, как это показано на рис. 30. В результате полученные точки надо соединить плавной кривой, которая и будет полярой крыла.

## 16. ПОЛУЧЕНИЕ ПОЛЯРЫ МОДЕЛИ

Лобовое сопротивление модели, кроме сопротивления крыла, включает еще сопротивление других частей модели — фюзеляжа, оперения, шасси и т. п., не дающих существенной подъемной силы. Модель планера чаще всего не имеет шасси, поэтому к сопротивлению крыла обычно добавляют еще два слагаемых — сопротивление фюзеляжа и сопротивление оперения. Это можно написать в виде формулы так:

$$Q_{\text{мод}} = \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{кр}} C_{x_{\text{кр}}} + \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{ф}} C_{x_{\text{ф}}} + \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{оп}} C_{x_{\text{оп}}}$$

Для того чтобы иметь возможность представить себе, как влияют на полярю крыла силы лобового сопротивления фюзеляжа, оперения и других частей модели, выступающих наружу, запишем выражение для силы лобового сопротивления модели следующим образом:

$$Q_{\text{мод}} = \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{кр}} C_{x_{\text{мод}}}$$

где  $C_{x\text{мод}}$  — коэффициент лобового сопротивления всей модели, отнесенный к площади крыла.

Таким образом, мы можем написать равенство

$$\frac{\rho V^2}{2} S_{\text{кр}} C_{x\text{мод}} = \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{кр}} C_{x\text{кр}} + \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{ф}} C_{x\text{ф}} + \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{оп}} C_{x\text{оп}}.$$

Определим отсюда значение  $C_{x\text{мод}}$ .

$$C_{x\text{мод}} = C_{x\text{кр}} + \frac{S_{\text{ф}} C_{x\text{ф}} + S_{\text{оп}} C_{x\text{оп}} + \dots}{S_{\text{кр}}}. \quad (18)$$

В выражение (18) обычно принято вводить следующие обозначения:

$$C_{x\text{вр}} = \frac{S_{\text{ф}} C_{x\text{ф}} + S_{\text{оп}} C_{x\text{оп}} + \dots}{S_{\text{кр}}}. \quad (19)$$

Коэффициент  $C_{x\text{вр}}$  называется коэффициентом вредного сопротивления модели. Если мы, как это принято в математике, сумму обозначим знаком  $\Sigma$ , то формула (19) примет вид:

$$C_{x\text{вр}} = \frac{\Sigma C_{x\text{дет}} S_{\text{дет}}}{S_{\text{кр}}}. \quad (19)'$$

При подсчете коэффициента вредного сопротивления по этой формуле необходимо учитывать взаимное влияние деталей друг на друга, которое обычно увеличивает значение  $C_{x\text{вр}}$ . Чтобы учесть его, перед суммой в формуле (19)' ставят коэффициент, равный 1,1. Тогда формула (19)' будет иметь вид:

$$C_{x\text{вр}} = \frac{1,1 \Sigma C_{x\text{дет}} S_{\text{дет}}}{S_{\text{кр}}}. \quad (19)''$$

А выражение для коэффициента лобового сопротивления модели (18) можно записать следующим образом:

$$C_{x\text{мод}} = C_{x\text{кр}} + \frac{1,1 \Sigma C_{x\text{дет}} S_{\text{дет}}}{S_{\text{кр}}}. \quad (20)$$

Значения  $C_x$  разных деталей моделей планеров приведены в таблице на рис. 31.

Приведем пример определения величины  $C_{x\text{мод}}$  для модели планера, схема которой дана на рис. 32. Площадь миделя фюзеляжа у этой модели равна  $S_{\text{ф}} = 0,135 \text{ дм}^2$ , площадь вертикального оперения и стабилизатора равна  $S_{\text{ст}} + S_{\text{вилля}} = 7,1 \text{ дм}^2$ . Площадь крыла модели равна  $S_{\text{кр}} = 27,5 \text{ дм}^2$ . По таблице, приведенной на рис. 31, находим коэффициент лобового сопротивления

Наименование	Схема	$C_x$
Фюзеляж прямоугольного и шестиугольного сечения		0,27
Фюзеляж овального сечения		0,20
Фюзеляж прямоугольного сечения с кабиной		0,34
Колесо с пневматиком		0,45
Круглая проволочная стойка		1,50
Стойка обтекаемого сечения		0,40
Высокий пилон для крепления крыла		0,22
Оперение с симметричным профилем		0,020
Стабилизатор с крыльевым профилем		0,045

Рис. 31. Таблица коэффициентов лобового сопротивления частей моделей планеров

фюзеляжа  $C_{x\phi} = 0,27$  и коэффициент лобового сопротивления оперения  $C_{xоп} = 0,020$ .

Коэффициент вредного сопротивления нашей модели определим по формуле (19)“:

$$C_{xвр} = \frac{(0,135 \cdot 0,27 + 0,02 \cdot 7,1) 1,1}{27,5} = 0,0071.$$

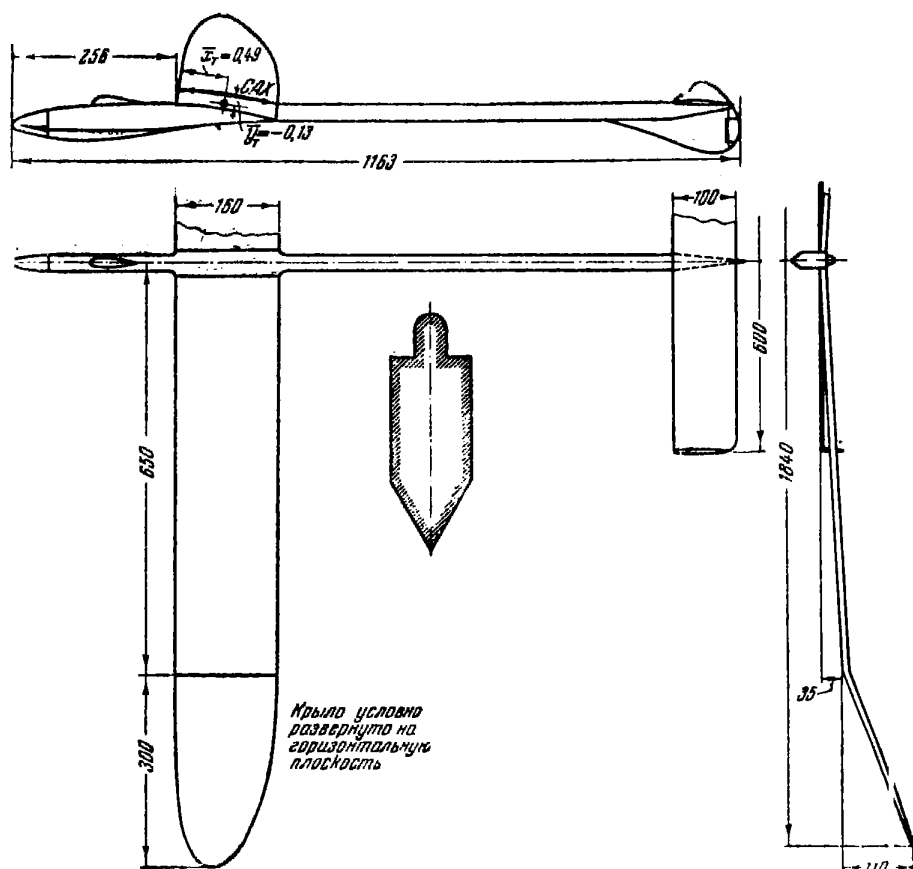


Рис. 32. Схема модели планера, принятая для расчетов в этой книге

Если при  $C_y = 1,2$  коэффициент сопротивления крыла составляет величину  $C_{x\text{кр}} = 0,0085$ , то коэффициент лобового сопротивления модели будет равен:

$$C_{x\text{мод}} = C_{x\text{фюз}} + C_{x\text{кр}} = 0,0071 + 0,0085 = 0,0156.$$

Из формулы (19)'' следует, что влияние каждой детали, выступающей наружу, на величину коэффициента лобового сопротивления модели, определяется главным образом формой этой детали и тем, насколько миделева площадь этой детали велика по отношению к площади крыла модели.

На рис. 33 показано, что один и тот же фюзеляж, расположенный на крыльях разной площади, будет по-разному влиять на поляру модели: при уменьшении площади крыла вдвое он увеличивает коэффициент вредного сопротивления модели в два раза. Чтобы при заданной

площади крыла уменьшить вредное сопротивление, нужно уменьшить размеры фюзеляжа, оперения и других частей.

Однако сильное уменьшение, например, миделя фюзеляжа, уменьшает его прочность и жесткость, делает

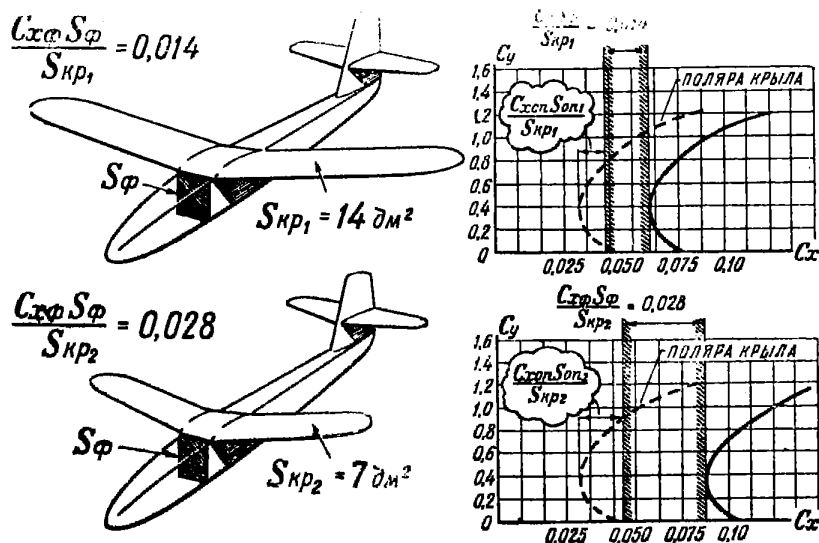


Рис. 33. Изменение коэффициента вредного сопротивления модели от уменьшения площади крыла при сохранении размеров фюзеляжа и оперения

модель мало похожей на большой планер. Поэтому моделисты обычно применяют фюзеляжи достаточно большого сечения.

Не следует забывать, что авиамоделизм — это в первую очередь спорт, пропагандирующий авиационные знания и распространяющий авиационную культуру в массах молодежи. Поэтому каждая летающая модель должна своими конструктивными формами напоминать полноразмерный самолет или планер. Учитывая это, можно рекомендовать выбирать мидель фюзеляжа модели планера равным  $1/200$ — $1/250$  от суммарной площади крыла и стабилизатора.

Плохо обтекаемый, «лобастый» фюзеляж имеет большее лобовое сопротивление, чем хорошо обтекаемый фюзеляж при том же миделе.

Поэтому фюзеляжу стараются придать каплеобразную форму, такую же форму придают и другим частям модели.

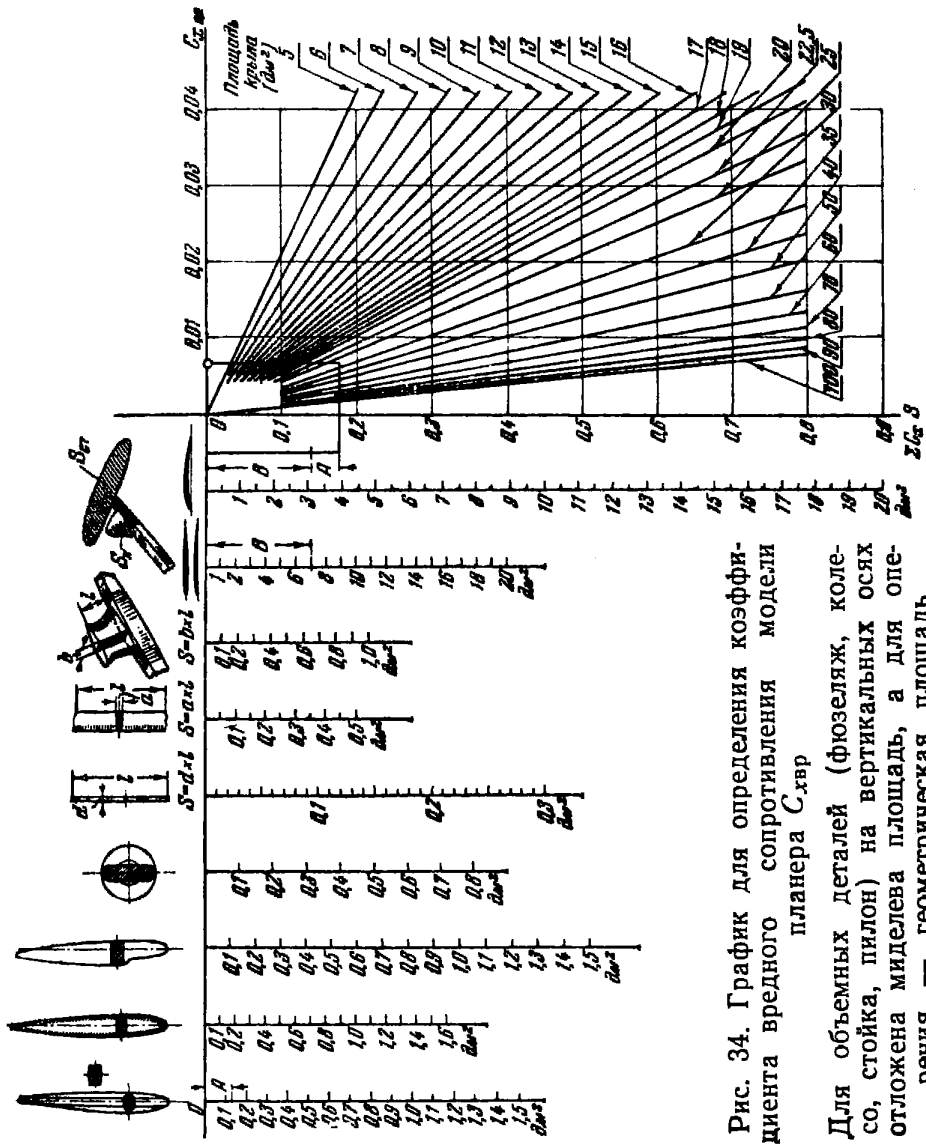


Рис. 34. График для определения коэффициента вредного сопротивления модели планера  $C_{xвр}$

Для объемных деталей (фюзеляж, колесо, стойка, пилон) на вертикальных осях отложена миделева площадь, а для определения — геометрическая площадь



Для того чтобы построить поляру модели, необходимо ко всем точкам поляры крыла прибавить  $C_{xвр}$ , подсчитав их по формуле (19)". Для упрощения этой операции можно воспользоваться графиком рис. 34, по которому можно очень просто определить коэффициент вредного сопротивления модели планера. Вначале необходимо составить список деталей модели (кроме крыла), обтекаемых потоком, с пометкой величины их площадей в квадратных дециметрах.

По чертежу модели при виде сбоку, сверху и спереди измеряются площади деталей. Для каждой из них на рис. 34 находим соответствующую вертикальную ось, на которой отыскиваем площадь данной детали и циркулем снимаем расстояние от начала этой оси до цифры с пометкой миделевой площади. Полученный отрезок переносим на вертикальную ось графика  $0 - \Sigma C_x S$ , находящуюся в правой части рис. 34. Такие операции проделываем для всех деталей, причем полученные отрезки прикладываем один к другому, складывая их графически. Из конца полученного суммарного отрезка проводим горизонтальную линию до пересечения с наклонной прямой, соответствующей площади крыла модели; из полученной точки пересечения проводим вертикальную линию до горизонтальной оси. На этой оси мы и получим отрезок, равный коэффициенту вредного сопротивления нашей модели. Проделав все это для модели планера, схема которой приведена на рис. 32, найдем:

$$C_{xвр} = 0,0070.$$

На величину этого отрезка и надо сместить слева направо поляру крыла, полученную нами на кальке, чтобы получить поляру всей модели планера в целом (см. рис. 5).

На рис. 5 показано, что поляра крыла модели, определенная нами ранее, сместилась на величину  $C_{xвр} = 0,00710$ .

## 17. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОГО $C_y$ И НАИМЕНЬШЕЙ СКОРОСТИ СНИЖЕНИЯ $V_{у\text{мин}}$

Для достижения наибольшей продолжительности полета планера его надо заставить летать при  $C_y$ , соответствующем минимуму коэффициента мощности. Это значение  $C_y$  легко определить по поляре модели. Пользуясь

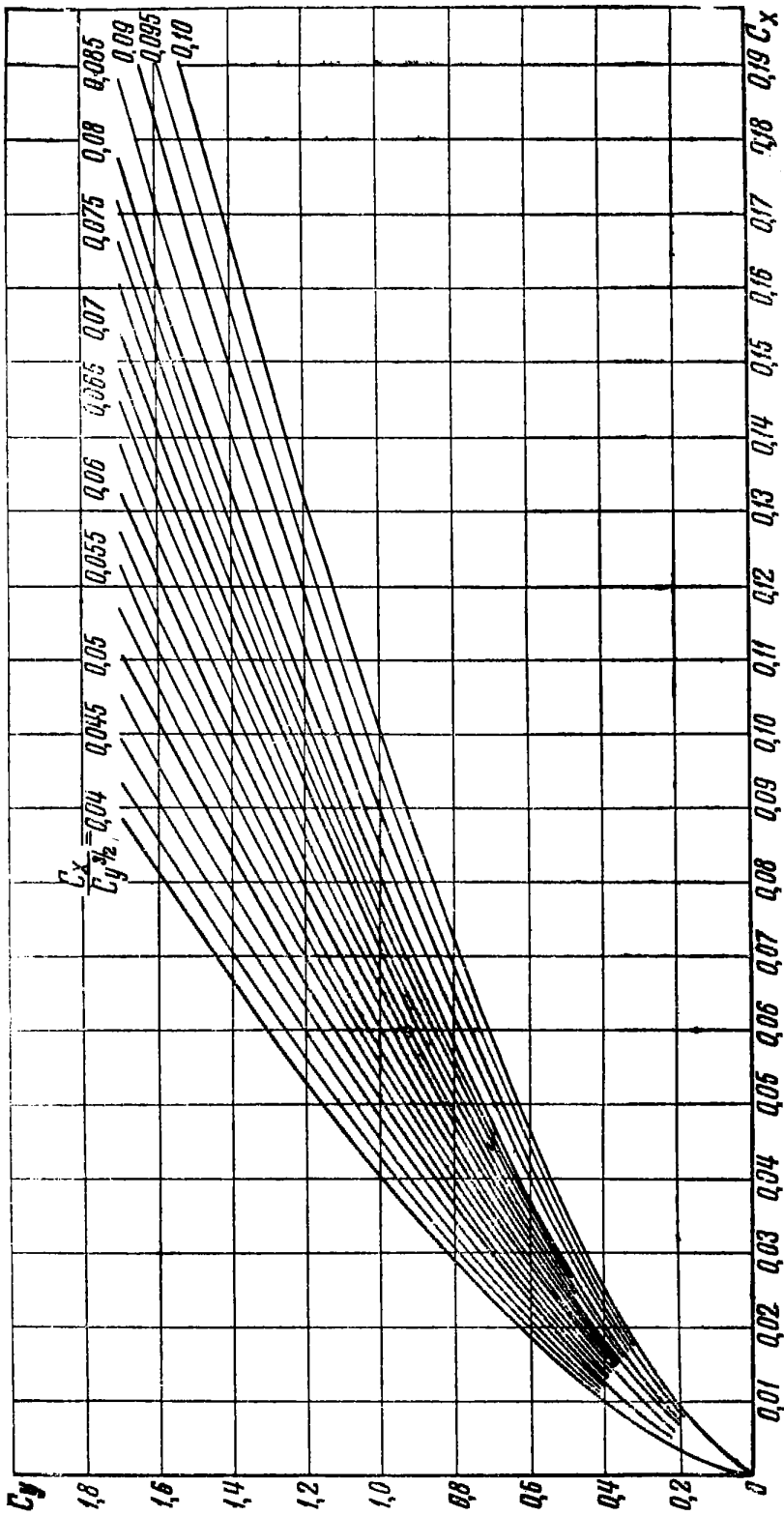


Рис. 35. График для определения по поляре модели минимального коэффициента мощности модели и оптимального значения коэффициента подъемной силы  $C_{yopt}$

таблицей приложения 3, надо для каждого значения  $C_y$ , считая через 0,05, сосчитать значения  $\frac{C_{x \text{ мод}}}{C_y^{3/2}}$  и построить по полученным точкам кривую  $\frac{C_{x \text{ мод}}}{C_y^{3/2}}$  по  $C_y$ , как это сделано на рис. 5, и по ней определить наименьшую величину коэффициента мощности и соответствующее значение  $C_y$ .

Для модели планера, поляра которой построена на рис. 5, мы получили:

$$C_{y \text{ опт}} = 1,20; \left( \frac{C_{x \text{ мод}}}{C_y^{3/2}} \right)_{\text{мин}} = 0,0525.$$

Эти величины можно определить иначе: наложим кальку с полярой модели на сетку кривых, приведенных на рис. 35, и обратим внимание на то, какая из кривых, изображенных на графике, касается поляры. Снеся точку касания на ось  $C_y$ , найдем значение  $C_{y \text{ опт}}$ , соответствующее минимуму коэффициента мощности; величину же последнего прочтем около кривой, касательной к поляре.

Зная  $C_{y \text{ опт}}$ , можно определить скорость планирования по рис. 4, зная нагрузку на крыло и  $C_{y \text{ опт}}$ .

Для нашего примера при  $C_{y \text{ опт}} = 1,20$  и нагрузке на крыло  $p = 15,1 \text{ г/дм}^2$  скорость полета будет равна  $V = 4,5 \text{ м/сек}$ .

Зная наименьшее значение коэффициента мощности, можно определить минимальную скорость снижения по формуле (12)':

$$V_{\text{у мин}} = 1,27 \sqrt{p} \left( \frac{C_x}{C_y^{3/2}} \right)_{\text{мин}}.$$

В нашем примере, когда  $\left( \frac{C_x}{C_y^{3/2}} \right)_{\text{мин}} = 0,0525$  и нагрузка на крыло  $p = 15,1 \text{ г/дм}^2$ , минимальная скорость снижения модели равна  $V_{\text{у мин}} = 0,260 \text{ м/сек}$ . Для упрощения расчетов по формуле (12)' в приложении 4 дана таблица, по которой можно сразу же определить значение  $\sqrt{p}$  в зависимости от величины  $p$ .

У хорошо спроектированной модели планера скорость снижения обычно бывает не больше  $V_y = 0,25 + 0,35 \text{ м/сек}$ .

## Глава вторая

### БАЛАНСИРОВКА И УСТОЙЧИВОСТЬ МОДЕЛИ

Летающая модель планера может летать на режиме, соответствующем минимальной скорости снижения, при выполнении двух условий:

1) если моменты сил, действующие на модель, могут быть уравновешены (сбалансированы) на этом режиме. Это условие называется *балансировкой*;

2) если модель, угол атаки которой изменился под влиянием какой-либо внешней причины (например, от порыва ветра), возвращается к балансировочному углу атаки. Это условие называется *устойчивостью*.

В полете модель совершает колебания вокруг своего центра тяжести. Проведем мысленно через него три

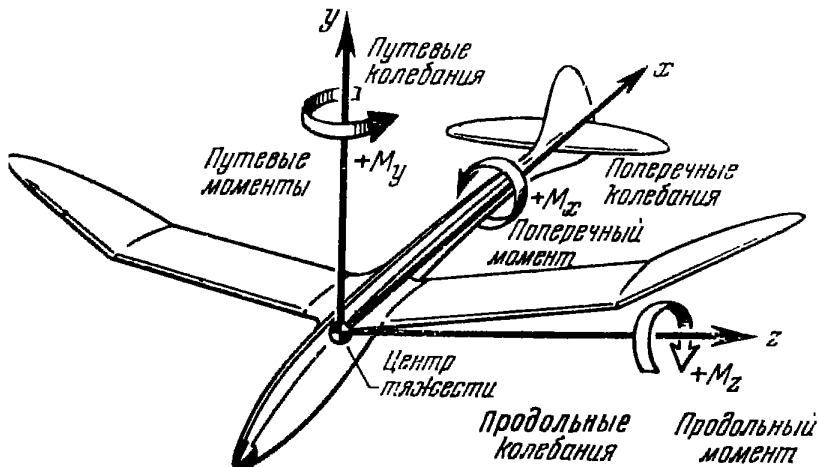


Рис. 36. Взаимно перпендикулярные оси, мысленно проводимые через центр тяжести модели, вокруг которых колеблется модель в полете

взаимно перпендикулярные оси  $x$ ,  $y$  и  $z$  (рис. 36). Вращение модели можно рассматривать вокруг каждой из этих осей. Вращаясь вокруг поперечной оси  $z$ , модель совершает продольные колебания; вращаясь вокруг вертикальной оси  $y$ , — путевые колебания и, вращаясь вокруг оси  $x$ , — поперечные колебания. К каждому из этих вращений можно применить сформулированные выше два условия. Таким образом, модель должна быть сбалансирована в продольном отношении и обладать продольной устойчивостью. Она должна также иметь путевую и поперечную устойчивость и быть сбалансирована в путевом и поперечном отношении.

Устойчивость пути и поперечная устойчивость тесно связаны друг с другом, поэтому часто их объединяют и называют боковой устойчивостью.

### 1. ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Продольная устойчивость модели, имеющей оперение, обеспечивается стабилизатором и соответственно подобранным положением центра тяжести модели. Действие стабилизатора заключается в следующем. Если модель внезапно изменила угол атаки, то на стабилизатор, который также отклонится и изменит свой угол атаки (рис. 37), начнет действовать добавочная воздушная сила  $\Delta Y_{г.о}$ . Плечом этой силы относительно центра тяжести модели будет расстояние  $L_{г.о}$ , называемое плечом горизонтального оперения.

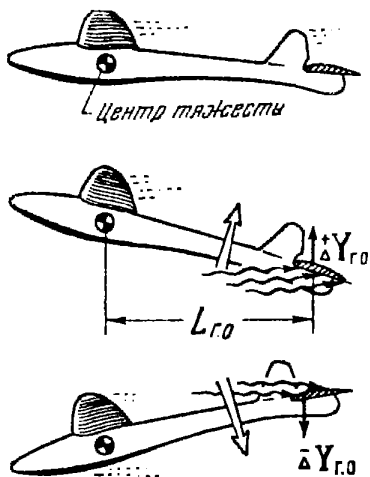


Рис. 37. Как горизонтальное оперение обеспечивает продольную устойчивость модели

Момент силы  $\Delta Y_{г.о}$  будет равен произведению  $\Delta Y_{г.о} L_{г.о}$ . Этот момент и возвращает модель в исходное положение. Чем больше  $L_{г.о}$  и площадь стабилизатора  $S_{г.о}$ , тем больше момент от горизонтального оперения и тем эффективнее его действие, направленное на обеспечение устойчивости. Однако такому действию обычно противодей-

ствуется крыло, особенно если положение центра тяжести модели, относительно хорды крыла оказывается достаточно близким к задней кромке.

Чтобы разобраться, как влияет положение центра тяжести по хорде крыла на продольную устойчивость, вспомним, как перемещается точка приложения аэроди-

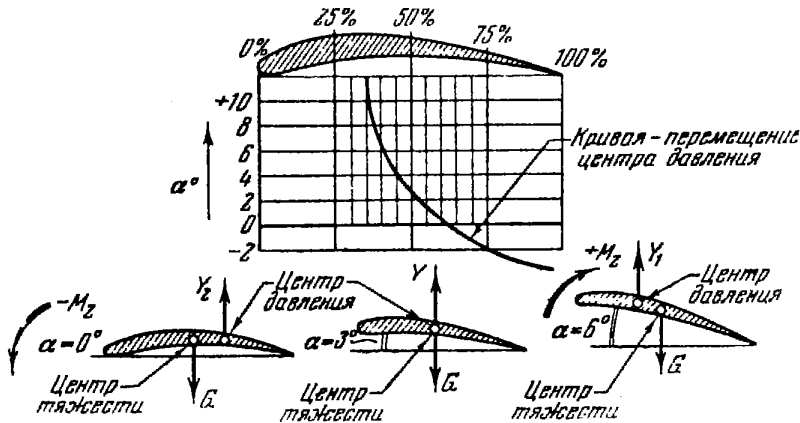


Рис. 38. Кривая перемещения центра давления по хорде крыла в зависимости от угла атаки. Внизу — схема изменения продольного момента, действующего на крыло при разных углах атаки

намической силы (центр давления). Из аэродинамики известно, что центр давления перемещается примерно так, как это показано на рис. 38: с увеличением угла атаки он обычно перемещается вперед, с уменьшением — назад. Момент силы  $Y$  относительно центра тяжести модели стремится повернуть крыло, а с ним и всю модель в ту или иную сторону. Момент, стремящийся увеличить угол атаки крыла, считается положительным и называется к а б р и р у ю щ и м; момент, стремящийся уменьшить угол атаки, считается отрицательным и называется п и к и р у ю щ и м. Величина и направление момента очень сильно зависят от положения центра тяжести модели, через который проходит ось  $z$ .

В этом легко убедиться, проделав простейший опыт с небольшим бумажным крылом, помещенным в поток воздуха от вентилятора (рис. 39), которое может вращаться вокруг оси, имитирующей ось  $z$ . При расположении оси перед первой четвертью ширины крыла крыло стремится вернуться в исходное положение, если его вывести из него

пальцем. При расположении оси вращения крыла в последней трети его ширины крыло всякий раз будет стремиться уйти из исходного положения.

Следовательно, если ось  $z$  (центр тяжести модели) расположить близко к передней кромке крыла, то оно будет устойчиво в продольном отношении и такому крылу

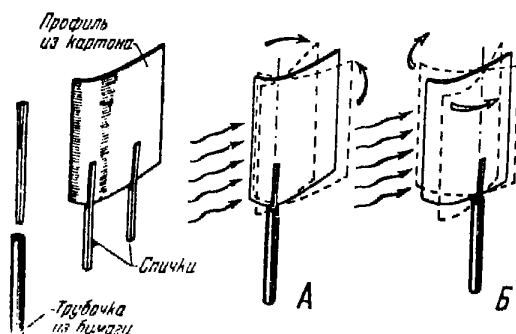


Рис. 39. Простейший опыт в потоке воздуха от вентилятора, показывающий, как влияет положение центра тяжести модели (оси вращения) на свойства продольной устойчивости крыла:

А — ось вращения перед  $\frac{1}{4}$  хорды — крыло самоустойчиво; Б — ось вращения за  $\frac{1}{4}$  хорды — крыло неустойчиво

соте: чем ниже он расположен относительно хорды крыла, тем более устойчива модель.

При этом модель уподобляется маятнику стальных часов. Ведь у маятника центр тяжести также расположен значительно ниже точки его крепления к часам. Если мы отведем маятник вбок, он будет тем быстрее возвращаться в исходное положение, чем ниже расположен его груз.

## 2. СРЕДНЯЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ХОРДА КРЫЛА

Мы выяснили, что на продольную устойчивость модели оказывает влияние положение центра тяжести модели относительно хорды крыла. Но крыло может иметь переменную хорду вдоль размаха. Относительно какой же хорды крыла следует в этом случае определять положение центра тяжести?

Таком образом мы видим, что расположение центра тяжести модели относительно крыла сильно влияет на момент крыла и определяет продольную устойчивость модели. Продольная устойчивость модели зависит и от расположения центра тяжести по вы-

стабилизатор. При центре тяжести, расположенном от передней кромки дальше четверти хорды, крыло окажется неустойчиво и стабилизатор будет нужен.

Уже давно условились положение центра тяжести определять относительно условной хорды, которая называется средней аэродинамической хордой — САХ. Средняя аэродинамическая хорда — это хорда условного прямоугольного крыла, которое создает такой же продольный момент относительно центра тяжести модели, что и действительное крыло.

Если крыло трапециевидное, величину и положение средней аэродинамической хорды определяют так. Аккуратно вычертив вид крыла в плане и спереди (рис. 40), продолжают в разные стороны центральную и концевую хорды крыла. Концевую хорду надо проводить таким образом, чтобы закругление было «отсечено», а отсеченная часть площади закругления была примерно равна добавленной площади (рис. 40). Затем надо наметить середины корневой и концевой хорд крыла и соединить их прямой линией. На продолжении концевой хорды нужно отложить величину корневой хорды, а на продолжении корневой хорды — величину концевой хорды, но в противоположную сторону. Концы этих отрезков соединяются прямой линией, и в точке пересечения с прямой, соединяющей

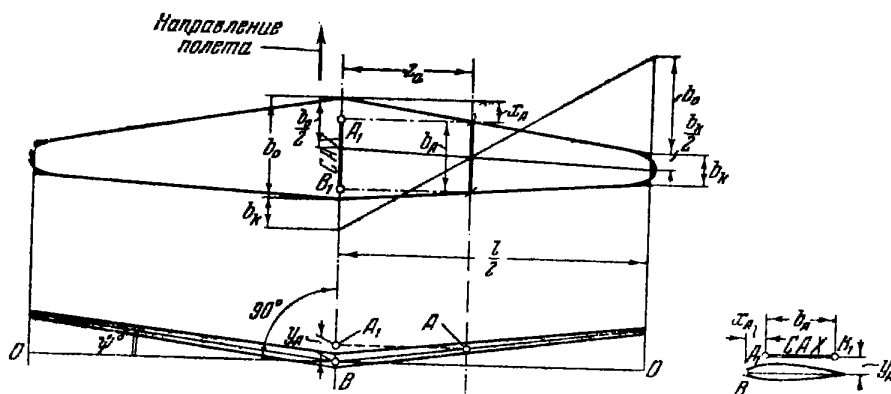


Рис. 40. Определение величины и положения средней хорды трапециевидного крыла

середины хорд, мы получим САХ нашего трапециевидного крыла (рис. 40).

Перенеся САХ на вид крыла спереди, получим (точка А, рис. 40) положение средней хорды по высоте. Надо иметь в виду, что у современных летающих моделей угол поперечного V крыла большой, поэтому превышение САХ



относительно центральной хорды может быть значительным и это скажется на устойчивости модели.

Наибольшее распространение среди авиамоделлистов получила форма крыла в плане, имеющая прямой центроплан и плавные законцовки, выполненные примерно по форме полуэллипса (рис. 41). Если площадь этих законцовок не больше 30% от полной площади крыла и крыло не имеет стреловидности, то в качестве САХ можно принять хорду прямой части крыла. В противном случае необходимо определять величину и положение САХ аналогично тому, как это следует делать для трапециевидного крыла с прямым центропланом.

Надо определять среднюю аэродинамическую хорду трапециевидной части крыла или части, образующей эллиптическую законцовку по месту расположения центра тяжести ее площади. Для этого следует вырезать контур части крыла, образующей законцовку, из плотной гладкой бумаги в натуру или в масштабе  $1/5$  натуре. Положение центра тяжести площади этой фигуры определяется путем балансировки ее на лезвии ножа или подвешиванием на нитке последовательно в двух точках (рис. 41). Средняя аэродинамическая хорда этой части крыла  $в_{а_2}$  находится в месте расположения центра тяжести площади и ориентирована параллельно продольной оси модели. САХ центроплана  $в_{а_1}$  с постоянной хордой находится в середине его полуразмаха.

САХ всего крыла будет расположена между средними хордами центроплана и трапециевидной части или части, имеющей эллиптическую законцовку (рис. 41). Расстояние от средней хорды всего крыла до средней хорды центроплана определяется по формуле

$$a = d \cdot \frac{S_2}{S_1 + S_2},$$

где  $d$  — расстояние между средними аэродинамическими хордами центроплана и трапециевидной (эллиптической) части;

$S_1$  — площадь центроплана;

$S_2$  — площадь трапециевидной (эллиптической) части крыла.

Получив САХ крыла на виде в плане, переносим ее на вид спереди так, как это показано на рис. 41.

Авиамоделлисты часто применяют крылья с переменным по размаху углом поперечного  $V$  (рис. 41). Для то-

го чтобы определить положение САХ по высоте для такой формы крыла, необходимо предварительно прорисовать на виде крыла в плане (рис. 41) среднюю аэродинамическую хорду части половины крыла, имеющей постоянную ширину  $b_{A_1}$  и среднюю хорду той части полукрыла, которая образует плавную или трапециевидную законцовку  $b_{A_2}$ . Каждую из этих средних хорд необходимо перенести с вида на крыло сверху на вид крыла спереди. Эти хорды на виде спереди расположатся в точках  $a_1$  и  $a_2$ . Точки  $a_1$  и  $a_2$  надо соединить прямой. Далее необходимо определить положение САХ всего крыла по полуразмаху.

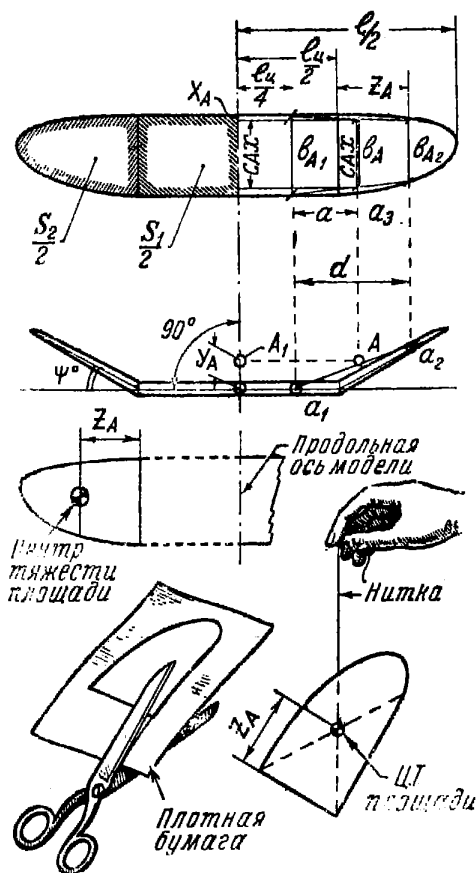


Рис. 41. Определение величины и положения САХ на крыле с эллиптическими законцовками

Теперь необходимо провести вертикальную линию  $a_3$ — $A$  и таким образом перенести САХ всего крыла с вида сверху на вид спереди (рис. 41). САХ всего крыла при виде спереди будет находиться в точке пересечения вертикали  $a_3$ — $A$  с прямой  $a_1$ — $a_2$ , которая соединяет средние хорды двух участков полукрыла. Расстояние  $y_A$  от этой точки пересечения  $A$  до центральной хорды крыла и определяет положение САХ по высоте.

### 3. ВЫБОР РАЗМЕРОВ СТАБИЛИЗАТОРА И ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ МОДЕЛИ

Летающая модель после того, как нарушится ее равновесие в результате какой-либо внешней причины, может совершать разнообразные продольные движения.

К внешним причинам для модели планера относятся:

1) неправильный запуск из рук, при котором модели сообщаются не свойственные ей скорость полета или угол планирования, или продольный момент;

2) преждевременный или запоздалый сброс леера с крючка, при котором модели сообщается не свойственная ей скорость полета;

3) порыв ветра.

Под влиянием одной из указанных причин модель выводится из того режима полета, т. е. с того угла атаки или  $C_x$ , на который она рассчитана и отрегулирована.

Продольное движение самолета изучается отраслью аэродинамики, называемой динамической устойчивостью самолета. Чтобы выявить связь основных размеров модели с характером ее продольных движений, воспользуемся важнейшими выводами динамической устойчивости самолета.

В теории у самолета, планера и летающей модели различают две принципиально разные продольные неустойчивости: аperiodическую и колебательную (рис. 42).

Аperiodическая неустойчивость характеризуется тем, что модель, выведенная из равновесия, уходит от исходного угла атаки, непрерывно увеличивая это отклонение, пока не свалится на крыло. При колебательной неустойчивости модель, выведенная из равновесия, совершает продольные колебания вокруг центра тяжести; полет при этом происходит волнообразно со все увеличивающейся амплитудой.

На рис. 42 показан запуск трех моделей. Первая модель аperiodически неустойчивая. Она резко увеличила угол наклона непосредственно после запуска в полет, а затем рухнула на землю. Вторая модель не имеет аperiodической неустойчивости. Она нормально начала свой полет. Однако под влиянием какой-то возмущающей причины (например, порыва ветра) модель совершает продольные колебания, которые все увеличиваются по амплитуде. Такая колебательно-неустойчивая модель неминуемо разобьется при приземлении.

Наконец, третья модель не имеет ни аperiodической неустойчивости, ни колебательной неустойчивости. Продольные колебания этой модели быстро прекращаются.

Размеры модели необходимо выбирать так, чтобы, не имея аperiodической неустойчивости, она имела определенную степень колебательной устойчивости. Модель,

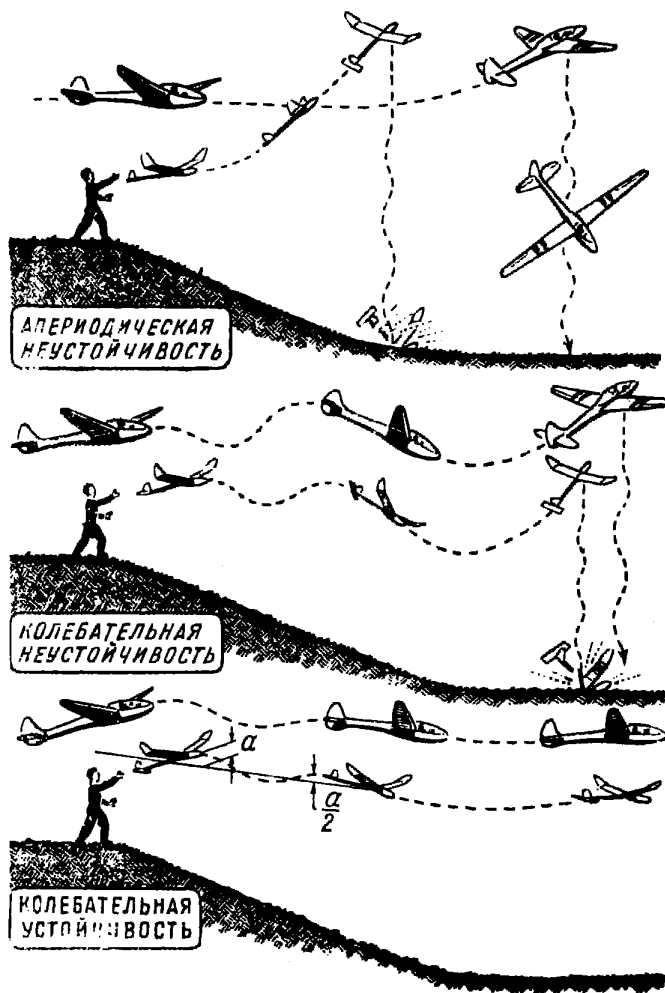


Рис. 42. Характер продольного движения устойчивой и неустойчивой моделей и полноразмерного планера

устойчивая в колебательном отношении, должна уменьшать амплитуду вдвое на третьей полуволне продольных колебаний. Расчеты показывают, что для этого необходимо соответствующим образом выбирать положение центра тяжести относительно средней аэродинамической хорды крыла, а также размеры стабилизатора.

Положение центра тяжести вдоль хорды определяется расстоянием  $X_T$  от носика средней аэродинамической хорды до центра тяжести (рис. 43). Положение центра тяжести по высоте определяется расстоянием  $Y_T$  по перпендикуляру к хорде. Величины  $X_T$  и  $Y_T$  делят на среднюю

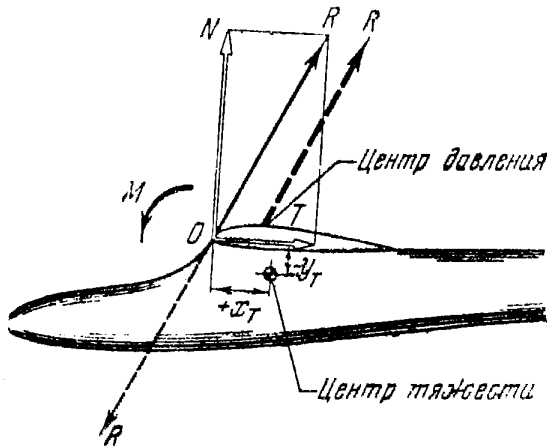


Рис. 43. Схема расположения центра тяжести модели относительно хорды крыла:

$X_T$  — центровка по длине САХ;  $Y_T$  — центровка по высоте;  $R$  — сила воздушного сопротивления, действующая на крыло

аэродинамическую хорду  $b_A$  и получают положение центра тяжести в долях средней аэродинамической хорды:

$$\bar{X}_T = \frac{X_T}{b_A},$$

$$\bar{Y}_T = \frac{Y_T}{b_A}.$$

Эти величины называются центровкой по длине САХ и по высоте.

Для выбора предельно-заднего положения центра тяжести модели (безопасного в отношении аperiodической неустойчивости) и размеров стабилизатора следует пользоваться графиком, приведенным на рис. 44.

На горизонтальной оси его отложен коэффициент эффективности стабилизатора  $A_{Г.о}$ , определяемый формулой

$$A_{Г.о} = \frac{L_{Г.о} \cdot S_{Г.о}}{b_A \cdot S_{кр}},$$

где  $L_{г.о}$  — плечо стабилизатора в  $\delta m$ ;  
 $S_{г.о}$  — площадь стабилизатора в  $\delta m^2$ ;  
 $b_A$  — средняя аэродинамическая хорда крыла в  $\delta m$ ;  
 $S_{кр}$  — площадь крыла в  $\delta m^2$ .

На основании расчетов и статистики для лучших моделей планеров можно рекомендовать  $A_{г.о} = 0,75-1,10$ .

На вертикальной оси графика отложена задняя допустимая продольная центровка  $\bar{X}_{т.з}$ . Около каждой из наклонных прямых помечена центровка модели по высоте  $\bar{Y}_т$ . Например, для модели планера-высокоплана при  $\bar{Y}_т = -0,25$ , у которой  $A_{г.о} = 1,0$ , допустимая задняя центровка будет:  $\bar{X}_{т.з} = 0,64$ . При более задней центровке

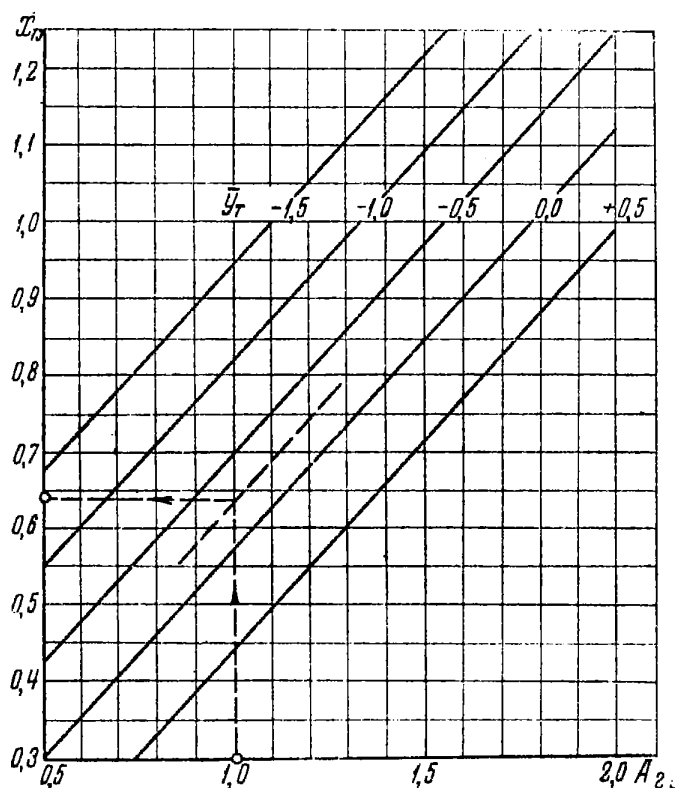


Рис. 44. График для определения предельно-задней центровки модели  $X_T$

есть опасность, что модель окажется аperiodически неустойчивой.

Если мы будем применять более переднюю центровку, чем определенная по графику рис. 44, то от этого

модель не станет более безопасной в отношении аperiodической неустойчивости. Безопасность в отношении аperiodической неустойчивости уже полностью гарантирована применением центровки, определенной по графику рис. 44.

Ошибка многих наших авиамodelистов заключалась в том, что они долгое время не понимали этого и применяли на моделях планеров излишне передние центровки и тем самым ухудшали (как мы увидим дальше) продольную колебательную устойчивость моделей.

Посмотрим, чем же определяется продольная колебательная устойчивость.

На характер продольных колебательных движений самолета и модели влияет много факторов. Этими факторами являются: коэффициент лобового сопротивления, размеры и положение стабилизатора, положение центра тяжести, разнесенность масс относительно центра тяжести (момент инерции модели), скорость полета и, наконец, так называемая плотность самолета или модели, определяемая формулой

$$\mu = \frac{\frac{G}{S}}{9,81 \rho b_{\Delta}} \quad (21)$$

Плотность самолета характеризует способность самолета своей массой сопротивляться воздействию внешних возмущений.

Для парящих летающих моделей, у которых нагрузка на крыло не превосходит  $\frac{G}{S} = 15 \text{--} 17 \text{ г/дм}^2$ , плотность  $\mu$  обычно бывает 8—10. У современных реактивных самолетов из-за большой нагрузки на крыло ( $\frac{G}{S} = 250 \text{--} 450 \text{ кг/м}^2$ ) и большой высоты полета ( $H = 10\,000 \text{ м}$ ;  $\rho = 0,042 \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^3}$ ) плотность  $\mu$  бывает 200—400, а у транспортных самолетов с поршневыми двигателями  $\mu = 30 \text{--} 50$ . Парящие модели таким образом имеют плотность в 4—5 раз меньшую, чем транспортные самолеты.

Как показывают теоретические исследования, характер продольного колебательного движения самолета или летающей модели меняется по-разному в зависимости от изменения продольной центровки при разных плотностях  $\mu$ .

Оказывается, например, что для улучшения продольной колебательной устойчивости транспортного самолета, имеющего большое  $\mu$ , необходимо перемещать центр тяжести вперед, а для парящей модели, имеющей малое  $\mu$ , перемещение центра тяжести вперед ухудшает продольную колебательную устойчивость.

При более передней центровке модель или самолет стремится более интенсивно вернуться в исходное положение. Чем меньше нагрузка на крыло, т. е. чем меньше плотность  $\mu$ , тем более интенсивно проявляется это стремление. При этом, стремясь вернуться к равновесию, модель столь энергично меняет свой угол наклона, что «проскакивает» исходное положение, к которому она стремилась. Этот процесс повторяется каждый раз, из-за чего возникают продольные колебания. Смещая центр тяжести назад до 0,50—0,60 хорды, мы уменьшаем быстроту возвращения в исходное положение и склонность модели к продольным колебаниям. Именно поэтому парящие модели лучше всего летают с задними центровками.

Колебательное движение характеризуется периодом и амплитудой. Время одного периода у летающей модели составляет обычно  $T=4-5$  сек., амплитуда при затухающих колебаниях убывает. Степень затухания характеризуется временем затухания начальной амплитуды вдвое: у достаточно устойчивой модели оно должно соответствовать третьей полуволне колебаний, т. е. 1,25 периода или  $t_2=5,0-5,5$  сек.

На графике (рис. 45) построены три кривые для трех положений центра тяжести по высоте. Из

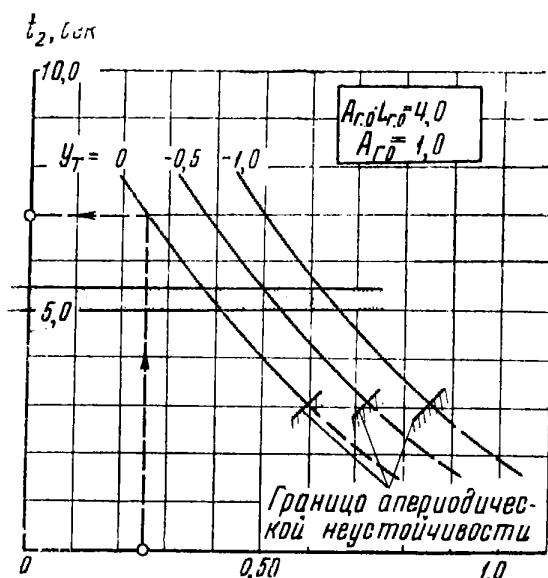


Рис. 45. Изменение времени затухания амплитуды колебаний вдвое (на третьей полуволне) в зависимости от центровки модели по хорде  $X_r$  и по высоте  $Y_r$ .



них крайняя правая кривая соответствует модели планера с высоким расположением крыла ( $\bar{Y}_T = -1,0$ ). Из графика видно, что чем более переднюю центровку мы будем применять на модели, тем будет больше время затухания амплитуды вдвое. Время затухания амплитуды вдвое  $t_2 = 5,0 - 5,5$  сек. обеспечивается центровкой  $X_T = 0,50 - 0,65$ . Как известно, на современных моделях планеров наибольшее распространение получили именно эти центровки; применение более передних центровок ( $X_T = 0,25 - 0,30$ ) значительно ухудшает продольную колебательную устойчивость.

На кривых, изображенных на рис. 45, помечены штриховкой границы предельно-задних центровок, которые нельзя превосходить из-за апериодической неустойчивости модели. Границы эти определены по графику рис. 44.

Кроме расположения центра тяжести, на характер затухания продольных колебаний летающей модели оказывает также существенное влияние произведение

$$\frac{A_{г.о} \cdot L_{г.о}}{b_A}$$

Чем больше это произведение при прочих равных условиях, тем быстрее будут затухать продольные колебания. На основании расчетов и практики можно рекомендовать выбирать его величину для моделей планеров в пределах

$$\frac{A_{г.о} \cdot L_{г.о}}{b_A} = 4 - 6.$$

Модель должна иметь достаточную продольную колебательную устойчивость. Для этого надо подобрать ее параметры так, чтобы амплитуда продольных колебаний уменьшилась вдвое на третьей полуволне колебаний. Были произведены расчеты, определяющие выбор параметров, обеспечивающих это требование. Результаты этих расчетов приведены на графике рис. 46.

По этому графику следует выбирать предельно-переднее расположение центра тяжести  $X_{T.пл.}$ . Пользоваться им надо так. Из точки, соответствующей принятому  $A_{г.о}$ , лежащей на горизонтальной оси справа, проводим вертикальную прямую кверху или книзу до пересечения с той из кривых, около которой помечено относительное плечо стабилизатора

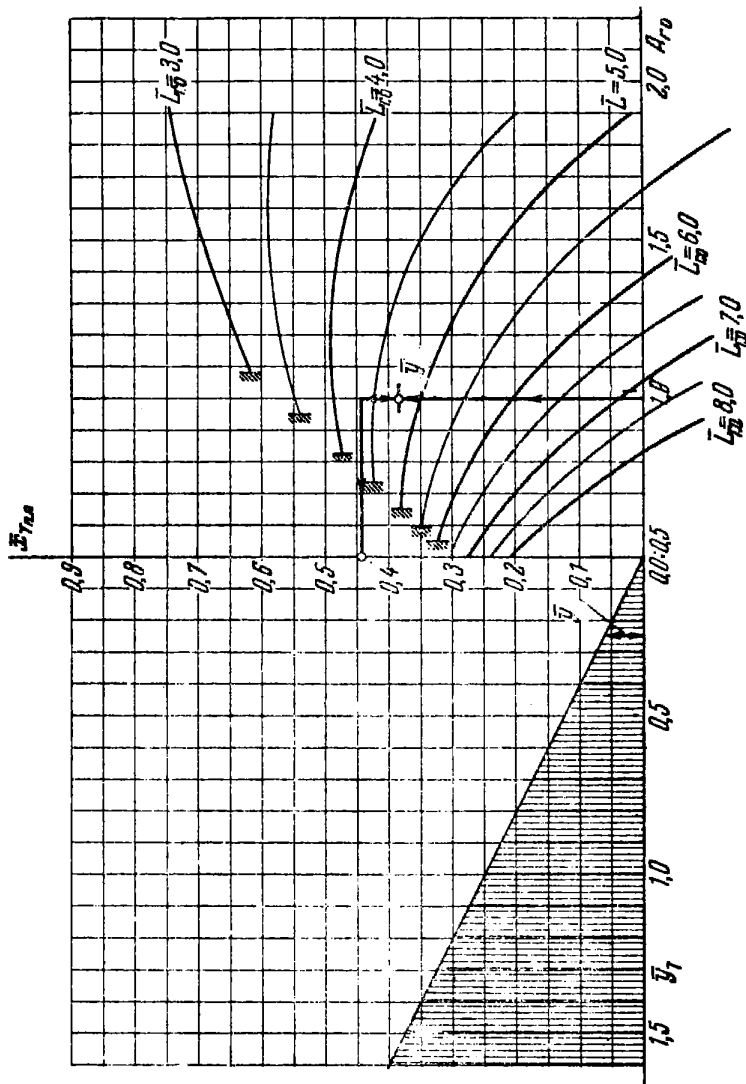


Рис. 46. График для определения предельно-передней центровки:  
 $L_{г.о}$  — относительное плечо стабилизатора;  $У_T$  — расположение центра тяжести под крылом в долях хорды

$$\bar{L}_{г.о} = \left( \frac{L_{г.о}}{b_A} \right),$$

принятое у модели. Далее, на левой горизонтальной оси находим точку, соответствующую заданному значению  $\bar{Y}_T$ , из которой восстанавливаем перпендикуляр до пересечения с наклонной прямой, расположенной в левой части графика. Отрезок этого перпендикуляра, заключенный между горизонтальной осью и наклонной прямой, циркулем переносим в правую часть графика и прикладываем к точке пересечения перпендикуляра, восстановленного к правой горизонтальной оси. Из конца отложенного отрезка проводим прямую справа—налево и на вертикальной оси графика находим рекомендуемую предельно-переднюю центровку для модели.

В качестве примера на рис. 46 определена предельно-передняя центровка  $X_{T.пп}$  для модели, имеющей  $A_{г.о} = 1,0$ , относительное плечо стабилизатора  $\bar{L}_{г.о} = 4,75$  и  $\bar{Y}_T = -0,25$ .

По графику рис. 43  $\bar{X}_{T.пп} = 0,45$ .

На этом графике заштрихованы те границы минимальных значений  $A_{г.о}$ , которые нельзя преуменьшать для данной величины  $\bar{L}_{г.о}$ , так как модель будет аperiodически неустойчивой.

Из графика (рис. 46) следует, что у моделей планеров с удлиненным фюзеляжем, имеющих  $\bar{L}_{г.о} = 7 - 8$ , расположение центра тяжести, обеспечивающее хорошую колебательную устойчивость, может быть более передним, чем у моделей с нормальным плечом стабилизатора. Так, у модели планера, имеющей  $A_{г.о} = 1,0$  и  $\bar{Y}_T = -0,50$  при  $\bar{L}_{г.о} = 7,0$ , получим предельно-переднюю центровку  $\bar{X}_{T.пп} = 0,16$ .

Если же задаться меньшим плечом стабилизатора, например  $\bar{L}_{г.о} = 5,0$ , то центр тяжести придется сместить назад до  $\bar{X}_{T.пп} = 0,475$ .

При выборе размеров стабилизатора надо иметь в виду, что для моделей планеров следует сохранять коэффициент продольной устойчивости  $A_{г.о}$  в пределах  $A_{г.о} = 0,75 - 1,1$ .

На выбор положения центра тяжести вдоль средней аэродинамической хорды крыла, как видно из рис. 46, существенное влияние оказывает расположение центра тя-

Например, для того чтобы сбалансировать момент, действующий на крыло на данном угле атаки, необходимо расположить стабилизатор под таким углом  $\varphi_{г.о}$ , при котором воздушная сила, действующая на него, создавала бы относительно центра тяжести момент, равный моменту от крыла (рис. 48). Модель планера в полете регули-

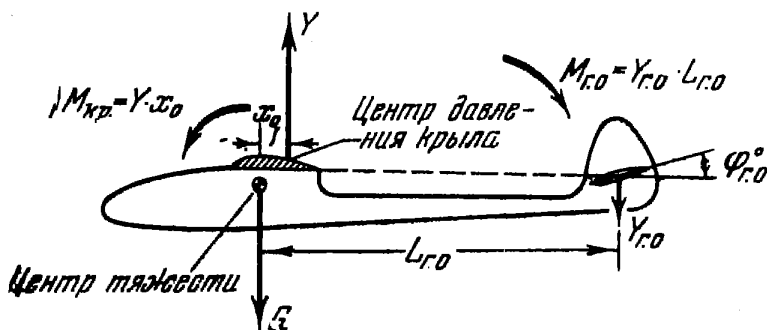


Рис. 48. Схема продольной балансировки модели:

$L_{г.о}$  — плечо стабилизатора;  $Y_{г.о}$  — воздушная сила, действующая на стабилизатор;  $Y$  — подъемная сила крыла;  $X_0$  — расстояние между центром тяжести и центром давления;  $M_{кр} = M_{г.о}$  — условия балансировки

руется для того, чтобы подобрать угол установки стабилизатора  $\varphi_{г.о}$ , обеспечивающий продольную балансировку на угле атаки, соответствующем наименьшей скорости снижения модели. Авиамodelист, последовательно запуская модель с одной и той же высоты при разных углах установки стабилизатора, выбирает тот угол, при котором продолжительность планирования оказывается наибольшей.

Этот угол установки стабилизатора можно найти и расчетным путем. Угол установки стабилизатора  $\varphi_{г.о}$  выбирают так, чтобы моменты от подъемных сил крыла и стабилизатора относительно центра тяжести были взаимно уравновешены (рис. 48), т. е.:

$$M_{кр} = M_{г.о},$$

где

$$M_{кр} = Y_{г.о} X_i \quad \text{и} \quad M_{г.о} = Y_{г.о} L_{г.о}.$$

Таблица 1

ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛЕЙ,  
ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ БАЛАНСИРОВКУ МОДЕЛИ

Профили крыльев	$\alpha_0^\circ$	$C_{xp}$	$m_{z0}$
G-243	— 10,7°	0,0275	— 0,18
G-301	— 6,7°	0,020	— 0,11
G-344	— 1,8°	0,017	— 0,025
N 60 без турбулизатора <sup>1</sup>	— 6,2°	0,025	— 0,090
N 60 с турбулизатором <sup>3</sup>	— 5,0°	0,050	—
G-417в без турбулизатора <sup>3</sup>	— 2,0°	0,09	— 0,20
G-417в с турбулизатором <sup>3</sup>	— 2,0°	0,060	— 0,18
NACA-4409	— 2,8°	0,023	— 0,095
NACA-6412	— 4,5°	0,023	— 0,135
MVA-123 <sup>2</sup>	— 7,0°	0,022	— 0,10
MVA-301	— 6,4°	0,019	— 0,110
G-417а <sup>3</sup>	— 2,8°	0,027	— 0,10
LDC-2	— 3,9°	0,014	— 0,04
B-8306	— 7°	0,016	— 0,07
Купфер	— 10°	0,020	— 0,16
СП	— 12°	0,027	— 0,300
К-2	— 6,5°	0,029	—
Плоская пластинка	0°	0,025	0,0
NACA-0009	0°	0,025	0,0

<sup>1</sup>  $Re = 84\ 000$

<sup>2</sup>  $Re = 60\ 000$

<sup>3</sup>  $Re = 42\ 000$

Моменты сил, действующие на крыло так же, как и сами силы, измеряют на специальных весах в аэродинамических трубах, причем продольный момент, действующий на крыло, замеряют вокруг оси, проходящей через носик крыла.

Как аэродинамические силы, так и аэродинамические моменты удобнее записывать через безразмерные коэффициенты. Момент крыла вокруг оси, проходящей через носик, можно записать так:

$$M = \frac{\rho V^2}{2} S b C_m, \quad (22)$$

где  $C_m$  — коэффициент продольного момента крыла относительно оси, проходящей через его носик.

Из этого выражения можно определить коэффициент момента  $C_m$

$$C_m = \frac{2M}{\rho V^2 S b}. \quad (22)'$$

По этой формуле и определяется из опыта в аэродинамической трубе коэффициент  $C_m$  для разных углов атаки или  $C_y$ .

На основании большого числа опытов установлено, что зависимость  $C_m$  от  $C_y$  для крыла с любым профилем в области интересующих нас значений можно записать в виде формулы

$$C_m = m_{z0} - 0,23C_y. \quad (23)$$

В этой формуле  $m_{z0}$  — коэффициент момента крыла при  $C_y = 0$ , зависящий в основном от формы профиля крыла. В табл. 1 (см. стр. 70) приведены значения  $m_{z0}$  для ряда профилей крыльев.

Как уже было сказано, во время опыта в аэродинамической трубе определяется величина коэффициента продольного момента прямоугольного крыла относительно его носика. Нас же будет интересовать величина продольного момента относительно центра тяжести модели.

Его положение (рис. 43), как мы знаем, определяется двумя координатами —  $X_T$  и  $Y_T$ , взятыми по абсолютной величине или выраженными в долях САХ, длина которой равна  $b_A$ .

$$\overline{X_T} = \frac{X_T}{b_A};$$

$$\overline{Y_T} = \frac{Y_T}{b_A}.$$

Выведем формулу, по которой можно будет пересчитать момент крыла вокруг его носика на момент относительно центра тяжести модели. Для этого перенесем из центра давления силу  $R$ , действующую на крыло (рис. 43), в носик крыла. Это делается так: в носике крыла помещаем две силы, равные и параллельные силе  $R$ , но действующие в разные стороны. Такое добавление равновесия, а значит, и величины момента не изменит. Между тем эти три силы образуют сочетание пары сил, дающих момент, равный  $M$  относительно носика, и силы  $R$  (показана сплошной линией), приложенной в носике.

Разложив силу  $R$  по направлению хорды крыла и перпендикулярно ей, получим две составляющие:  $T$  — на-

правленную вдоль хорды крыла и  $N$  — направленную перпендикулярно хорде. Таким образом, вместо силы  $R$ , приложенной в центре давления, мы получим сочетание момента  $M$  и двух сил  $N$  и  $T$ , действие которых на крыло и модель совершенно такое же, как и одной силы  $R$ , расположенной в центре давления. Имея это в виду, произведем подсчет аэродинамического момента относительно центра тяжести, расположенного от носика крыла на расстояниях  $X_T$  и  $Y_T$ , исходя из новой схемы сил. Получим:

$$M_{зкр} = M + NX_T - TY_T. \quad (24)$$

Силы  $N$  и  $T$  можно выразить формулами:

$$T = \frac{\rho V^2}{2} SC_m, \quad (25)$$

$$N = \frac{\rho V^2}{2} SC_N. \quad (26)$$

Разделив в формуле (24) все слагаемые на  $\frac{\rho V^2}{2} S b_A$ , получим

$$\frac{M_z}{\frac{\rho V^2}{2} S b_A} = \frac{M}{\frac{\rho V^2}{2} S b_A} + \frac{N}{\frac{\rho V^2}{2} S} \cdot \frac{X_T}{b_A} - \frac{T}{\frac{\rho V^2}{2} S} \cdot \frac{Y_T}{b_A}.$$

Вспомнив формулы (22), (25) и (26), можно записать:

$$m_{зкр} = C_m + C_N \bar{X}_T - C_t \bar{Y}_T. \quad (24)'$$

Подставив в это выражение значение  $C_m$  из формулы (23), получим:

$$m_{зкр} = m_{z0} - 0,23 C_y + C_N \bar{X}_T - C_t \bar{Y}_T.$$

Эксперименты показывают, что:

$$C_N \cong C_y$$

$$\text{и} \quad C_t \cong \left( C_{xp} - \frac{\alpha_0^{\circ}}{57,3} \cdot C_y - \frac{C_y^2}{5,50} \right). \quad (27)$$

В этих формулах:  $\alpha_0^{\circ}$  — угол атаки при  $C_y = 0$ ;  $C_{xp}$  — среднее значение коэффициента профильного сопротивления крыла на диапазоне  $C_y$  от  $C_y = 0,6$  до  $C_y = 1,2$ .

Подставим приведенные выражения и после ряда преобразований получим окончательное выражение для

коэффициента момента крыла относительно центра тяжести модели в таком виде:

$$m_{z_{кр}} = m_{z_0} + (\bar{X}_T - 0,23) C_y - \left( C_{xp} - \frac{\alpha_0^\circ}{57,3} \cdot C_y - \frac{C_y^2}{5,50} \right) \bar{Y}_T. \quad (28)$$

В качестве примера определим значение  $m_{z_{кр}}$  для модели планера, схема которой приведена на рис. 32. Центр тяжести у этой модели расположен на  $\bar{X}_T = 0,49$  и  $\bar{Y}_T = -0,13$ , а режим  $V_{y_{мин}}$  соответствует  $C_y = 1,20$ . Коэффициент момента крыла по формуле (28) получится:

$$m_{z_{кр}} = -0,10 + (0,49 - 0,23) 1,2 - \left( 0,022 - \frac{(-7^\circ)}{57,3} \cdot 1,20 - \frac{(1,20)^2}{5,50} \right) (-0,13) = +0,199.$$

Для определения коэффициента момента крыла вместо формулы (28) можно пользоваться графиком, приведенным на рис. 49.

На левой горизонтальной оси графика — оси  $C_y$  находим значение, соответствующее  $V_{y_{мин}}$  (у нас  $C_y = 1,2$ ). Из полученной точки проводим перпендикуляр к оси  $C_y$  вверх до пересечения с той из наклонных прямых, у которой надписано нужное нам  $\bar{X}_T$  (у нас 0,49), далее ведем эту линию вправо до пересечения с осью  $m_{zx}$ . От точки пересечения отмеряем отрезок, который считаем от точки, в которую попала горизонтальная прямая, до 0, помеченного на оси  $m_{zx}$ . Книзу от заданного  $C_y$  ведем перпендикуляр до пересечения с той кривой, около которой помечено наименование профиля, примененного на нашей модели. Из полученной точки проводим горизонтальную линию вправо до пересечения с наклонной прямой, около которой помечено нужное нам значение  $\bar{Y}_T$  (в нашем примере — 0,13). Из этой горизонтальной точки ведем вертикальную линию до оси  $m_{zy}$ , на которой получаем соответствующий отрезок, отсчитываемый так же, как и  $m_{zx}$ , от 0. Далее, циркулем переносим отрезок  $m_{zx}$  на прямую, около которой написано «ось сложения».

Затем из отрезка  $m_{zx}$  вычитаем отрезок  $m_{z_0}$ , который надо снять циркулем со столбца, расположенного в правой части графика. В этом столбце для каждого наименования крыльевого профиля приведен отрезок определенной длины, обозначенный  $m_{z_0}$ .

Из полученной разности отрезков  $m_{zx}$  и  $m_{z_0}$  (отрезок  $o-a$  на рис. 49) следует дополнительно вычесть с по-



мощью циркуля отрезок  $m_{zy}$ . Получившийся в результате вычитания отрезок (обозначенный на рис. 49 буквами  $m_{z_{кр}}$ ) и есть продольный момент от крыла вокруг центра тяжести модели  $m_{z_{кр}}$ . Этот отрезок, измеренный в масштабе любой из двух осей  $m_{zx}$  или  $m_{zy}$ , даст численное выражение  $m_{z_{кр}}$ .

Знак момента определяется по следующим признакам: если сумма отрезков  $m_{zy}$  и  $m_{zo}$  больше отрезка  $m_{zx}$ , то знак отрицательный, в обратном случае — положительный.

На рис. 49 в качестве примера показано определение  $m_z$  крыла модели планера, схема которой приведена на рис. 32. У этой модели применен профиль крыла MVA-123:  $C_y = 1,2$ ;  $\bar{X}_T = 0,49$ ;  $\bar{Y}_T = -0,13$ . График рис. 50 дает  $m_{z_{кр}}$ , для этой модели  $m_{z_{кр}} = +0,200$ . Величина эта достаточно хорошо совпадает со значением коэффициента, полученным путем расчета.

Для обеспечения продольной балансировки необходимо, чтобы момент от крыла был уравновешен моментом от стабилизатора, т. е.

$$M_z = M_{z_{г.о}} = Y_{г.о} L_{г.о} .$$

Величина момента горизонтального оперения зависит, кроме плеча  $L_{г.о}$ , еще и от подъемной силы стабилизатора  $Y_{г.о}$ .

По аналогии с крылом она может быть записана так:

$$Y_{г.о} = \frac{\rho V_{г.о}^2}{2} S_{г.о} C_{y_{г.о}} . \quad (29)$$

В этой формуле  $V_{г.о}$  — это скорость потока воздуха у оперения (вблизи стабилизатора она несколько меньше скорости полета из-за торможения воздуха крылом и фюзеляжем),  $C_{y_{г.о}}$  — коэффициент подъемной силы стабилизатора.

Кроме того, момент от стабилизатора может быть представлен в виде:

$$M_{z_{г.о}} = \frac{\rho V^2}{2} S b_A m_{z_{г.о}} ,$$

откуда

$$m_{z_{г.о}} = \frac{M_{z_{г.о}}}{\frac{\rho V^2}{2} S b_A} .$$

Подставляем

$$M_{z_{г.о}} = Y_{г.о} L_{г.о}.$$

После сокращений получим:

$$m_{z_{г.о}} = \left( \frac{V_{г.о}}{V} \right)^2 \cdot \frac{S_{г.о} L_{г.о}}{b_{AS}} \cdot C_{y_{г.о}}.$$

Опыты в аэродинамических трубах показали, что в среднем

$$\frac{V_{г.о}^2}{V^2} \cong 0,90.$$

Для того чтобы перейти от  $C_{y_{г.о}}$  к углу атаки горизонтального оперения  $\alpha_{г.о}$ , воспользуемся приближенной зависимостью для симметричного профиля:

$$C_{y_{г.о}} = \left( \frac{0,10\lambda_{г.о}}{\lambda_{г.о} + 2,2} \right) \alpha_{г.о}^0,$$

где  $\lambda_{г.о}$  — удлинение горизонтального оперения, равное  $\frac{l_{г.о}}{S_{г.о}}$ .

Стабилизатор чаще всего делают постоянной ширины, в этом случае удлинение будет равно размаху стабилизатора, деленному на ширину. В частности, для модели планера, схема которой приведена на рис. 32, удлинение стабилизатора равно  $\lambda_{г.о} = 6,0$ .

Используя приведенные выше выражения, можем записать коэффициент момента горизонтального оперения так:

$$m_{z_{г.о}} = 0,90 \cdot A_{г.о} \left( \frac{0,10\lambda_{г.о}}{\lambda_{г.о} + 2,2} \right) \alpha_{г.о}^0. \quad (30)$$

Очевидно, что для равенства  $M_{z_{г.о}} = M_{z_{кр}}$  достаточно, чтобы были равны коэффициенты моментов, т. е.  $m_{z_{г.о}} = m_{z_{кр}}$ . Зная величину  $m_{z_{кр}}$  и имея в виду формулу (30), мы можем найти интересующий нас угол атаки стабилизатора  $\alpha_{г.о}^0$  по следующей формуле:

$$\alpha_{г.о}^0 = \frac{m_{z_{кр}}}{0,90 \cdot A_{г.о} \left( \frac{0,10\lambda_{г.о}}{\lambda_{г.о} + 2,2} \right)}. \quad (31)$$

Формула (31) составлена для симметричного профиля стабилизатора. При применении несимметричного про-

филя у стабилизатора угол  $\alpha_{г.о}$  надо отсчитывать от хорды нулевой подъемной силы, которая помечена на всех профилях, рекомендуемых для стабилизатора (см. приложение 1).

Определим величину угла атаки стабилизатора, необходимого для продольной балансировки модели планера, схема которой приведена на рис. 32. Для этой схемы ранее мы получили:  $m_{зкр} = +0,199$ ;  $A_{г.о} = 1,00$ ;  $\lambda_{г.о} = 6,0$ .

Подставляя эти данные в формулу (31), получим:

$$\alpha_{г.о}^{\circ} = \frac{+0,199}{0,9 \cdot 1,00 \left( \frac{0,10 \cdot 6,0}{6,0 + 2,2} \right)} = 3,0^{\circ}.$$

На рис. 50 дан график, по которому можно легко проделать тот же расчет. На левой части горизонтальной оси графика находим точку, соответствующую величине коэффициента момента крыла  $m_{зкр}$ . Из этой точки восстанавливаем перпендикуляр до пересечения с наклонной прямой, соответствующей значению  $A_{г.о}$ .

Из полученной точки пересечения ведем горизонтальную линию вправо до пересечения с наклонной прямой, около которой помечена величина удлинения стабилизатора, принятого для модели, и, опустив из этой точки перпендикуляр на правую часть горизонтальной оси, находим на ней необходимый угол атаки стабилизатора  $\alpha_{г.о}^{\circ}$ .

Знак (плюс или минус) этого угла берется таким же, как и знак коэффициента момента крыла.

Зная величину и знак угла атаки стабилизатора  $\alpha_{г.о}$ , можно теперь найти его угол установки  $\varphi_{ст}$ . Угол атаки стабилизатора — это угол между его хордой и направлением набегающего потока. Последний подходит к стабилизатору, обтекая крыло под некоторым углом скоса, величина которого в месте расположения стабилизатора может быть подсчитана по формуле

$$\varepsilon = \frac{30}{\lambda_{кр}} \cdot C_y. \quad (32)$$

Для нашей модели планера этот угол при планировании с  $C_y = 1,20$  будет равен:

$$\varepsilon = \frac{30}{12,3} \cdot 1,20 = 2,9^{\circ}.$$

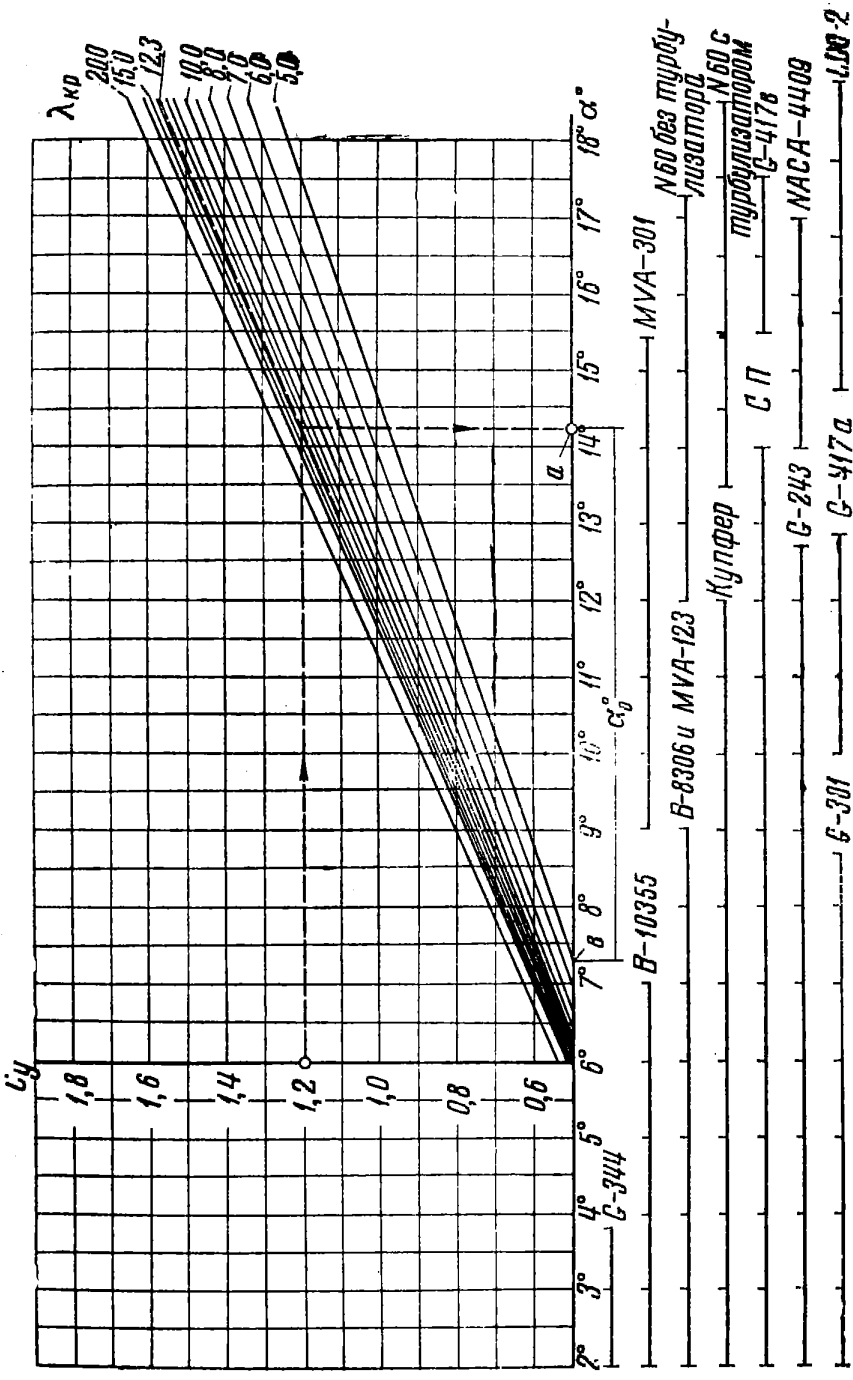


Рис. 52. График для определения угла атаки крыла модели

с той из наклонных прямых, около которой помечено удлинение крыла нашей модели; далее из полученной точки пересечения опускаем перпендикуляр вниз.

По горизонтальной оси находим суммарный угол  $\alpha^\circ$ . Теперь к значению  $\alpha^\circ$  (точка  $a$ ) надо согласно формуле (33) добавить угол нулевой подъемной силы  $\alpha_0^\circ$ . Так как угол нулевой подъемной силы, как правило, имеет отрицательное значение, то практически из величины  $\alpha^\circ$  надо вычесть  $\alpha_0^\circ$ . Для этого необходимо циркулем снять с правой части графика отрезок, соответствующий принятому на модели профилю крыла.

В нижней части графика отложены отрезки, соответствующие значениям углов подъемной силы профилей крыльев. Выбранный отрезок надо циркулем перенести на горизонтальную ось графика так, чтобы правая ножка циркуля находилась бы в точке  $a$ , соответствующей суммарному углу  $\alpha^\circ$ . Тогда левая ножка циркуля попадет в точку  $b$ , т. е. на угол атаки, соответствующий интересующему нас значению  $C_y$ .

Для нашей модели при удлинении крыла  $\lambda = 12,30$ , наивыгоднейшем коэффициенте подъемной силы  $C_y = 1,2$  и профиле крыла MVA-123 угол атаки, судя по рис. 52, будет равен  $\alpha_{кр} = 7,3^\circ$ .

Под этим углом атаки  $\alpha_{кр}^\circ$  или на  $2-3^\circ$  меньшим следует устанавливать крыло по отношению к продольной оси фюзеляжа, тогда ось фюзеляжа будет располагаться примерно по полету. При этом фюзеляж будет иметь наименьшее лобовое сопротивление.

Теперь мы, в результате произведенных расчетов, знаем угол атаки крыла  $\alpha_{кр}^\circ$ , угол атаки стабилизатора  $\alpha_{г.о}^\circ$  и угол скоса потока у оперения  $\epsilon^\circ$ .

Найдем требуемый для балансировки угол установки стабилизатора:

$$\varphi_{г.о}^\circ = \alpha_{г.о}^\circ - \alpha_{кр}^\circ + \epsilon^\circ.$$

Например, для нашей модели планера при  $\alpha_{кр}^\circ = 7,3^\circ$ ;  $\alpha_{г.о}^\circ = 3,0^\circ$  и  $\epsilon^\circ = 2,9^\circ$  мы получим:

$$\varphi_{г.о}^\circ = 3,0^\circ - 7,3^\circ + 2,9^\circ \cong -1,5^\circ.$$

Чтобы получить этот угол у модели, следует нанести на киле шкалу углов установки стабилизатора относительно хорды крыла (рис. 53).

Очень часто возникает вопрос, какой профиль применять на стабилизаторе у модели планера?

На этот вопрос нам дает ответ график, приведенный на рис. 50.

При пользовании им мы проводили слева направо горизонтальную линию, пересекающую вертикальную ось графика, около которой написано  $C_{yг.о}$ . Необходимо обратить внимание на цифру в точке пересечения горизон-

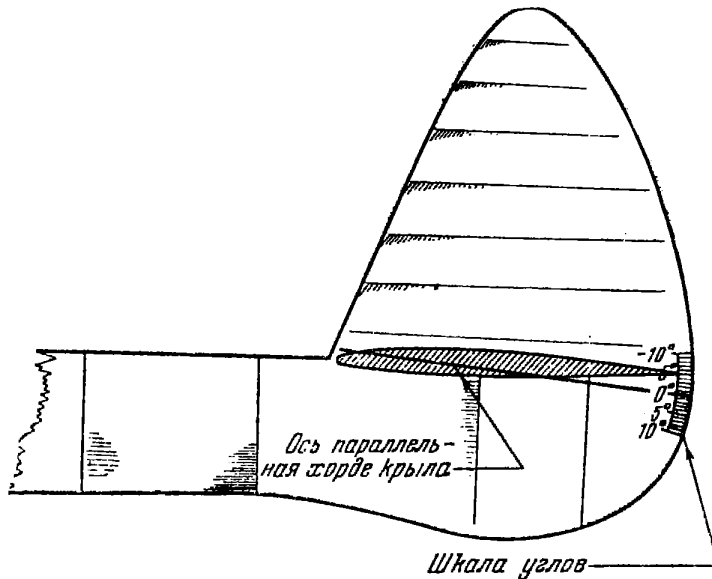


Рис. 53. Шкала углов установки стабилизатора относительно хорды крыла

тали с осью  $C_{yг.о}$ . Эта цифра — коэффициент подъемной силы стабилизатора, на котором он работает для обеспечения балансировки. Задача состоит в том, чтобы подобрать для стабилизатора профиль, коэффициент профильного сопротивления  $C_{xp}$  которого на этом  $C_{yг.о}$  был бы возможно меньше. Из этих соображений на графике рис. 50 приведены три области применения разных профилей на стабилизаторе: *A*, *B* и *C*.

При  $C_{yг.о}$  от 0 до 0,20 следует применять симметричные профили типа плоской пластинки или *NACA-0009* (5%) (область *A* на графике). При  $C_{yг.о} = 0,20 - 0,40$  следует применять профили с небольшой вогнутостью, типа *CLARK-Y* (5—7%) или *CLARK-X* (5—7%); эта область на графике обозначена буквой *B*. Наконец, при  $C_{yг.о} = 0,40$  и больше необходимо применять такой же профиль, как и на крыле (область *C*).

Для большинства моделей планеров наиболее подходящий профиль на стабилизаторе — с умеренной вогнутостью. В частности, для нашей модели планера, как это видно по графику, следует применять профиль с небольшой вогнутостью типа CLARK-Y (6%).

## 6. БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Для обеспечения боковой устойчивости модели необходимо правильно выбрать площадь киля и угол поперечного V крыла. Киль обеспечивает устойчивость пути модели, возвращая модель в исходное положение, если какая-нибудь внешняя причина (например, порыв ветра) вывела ее из этого исходного положения (рис. 54). Поперечное V крыла помогает возвращению модели в исходное положение в том случае, если порыв ветра накренил модель и она скользит вбок (рис. 55). При этом модель обтекается несимметрично под некоторым углом скольжения  $\beta$ . Благодаря поперечному V крылу, на которое модель скользит, имеет больший угол атаки, чем противоположное, а значит и большую подъемную силу. Различие подъемных сил создает поперечный момент, который

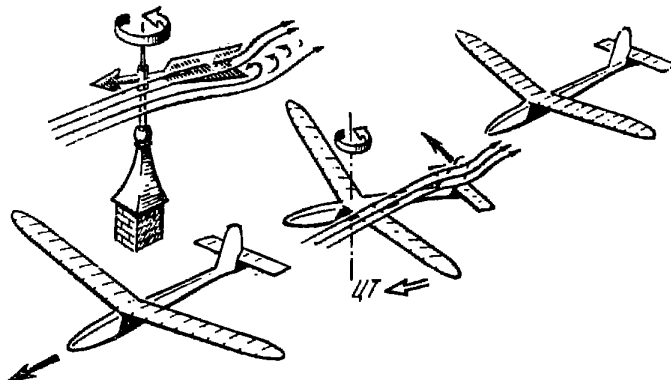


Рис. 54. Работа киля модели

устраняет крен и возвращает модель в исходное положение.

Так поперечное V крыла обеспечивает поперечную устойчивость.

Устойчивость пути модели тесно связана с поперечной устойчивостью, так как в реальных условиях крен модели сопровождается появлением скольжения.

Различают два вида боковой неустойчивости: колебательную и спиральную.

Боковая колебательная неустойчивость модели планера характеризуется периодическим раскачиванием ее в процессе планирования из стороны в сторону

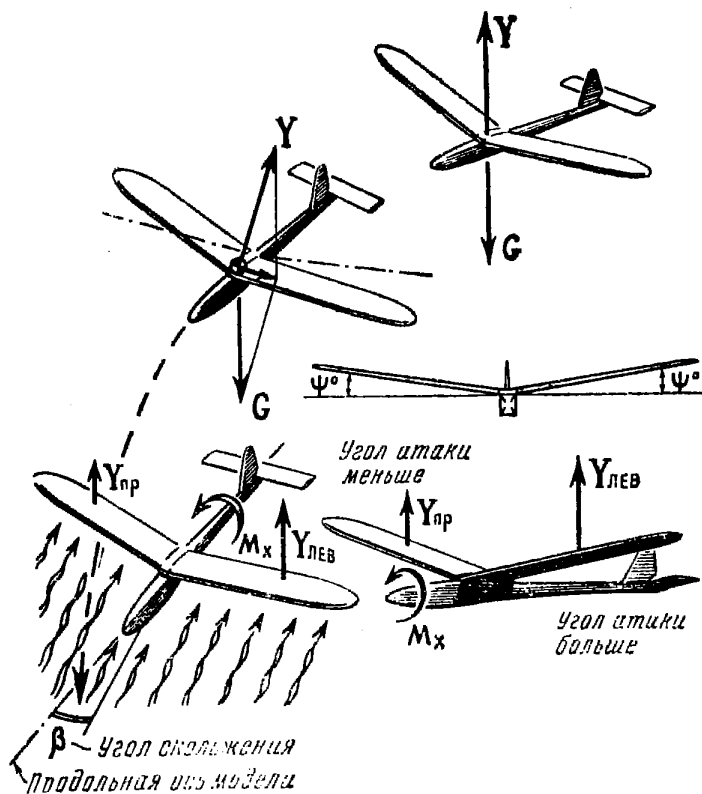


Рис. 55. Работа поперечного V крыла модели

(рис. 56); этот вид неустойчивости может быть вызван недостаточной площадью кия. Спиральная неустойчивость модели характеризуется «затягиванием» модели в спираль, радиус которой уменьшается со временем. Этот вид неустойчивости бывает вызван обычно недостаточным поперечным V крыла или чрезмерно большой площадью кия (рис. 57).

Рассмотрим эти вопросы подробнее. На рис. 58 показана схема обтекания фюзеляжа и кия, расположенных к потоку под углом скольжения  $\beta$ .

Фюзеляж модели можно разделить на две части: носовую, расположенную перед центром тяжести модели,



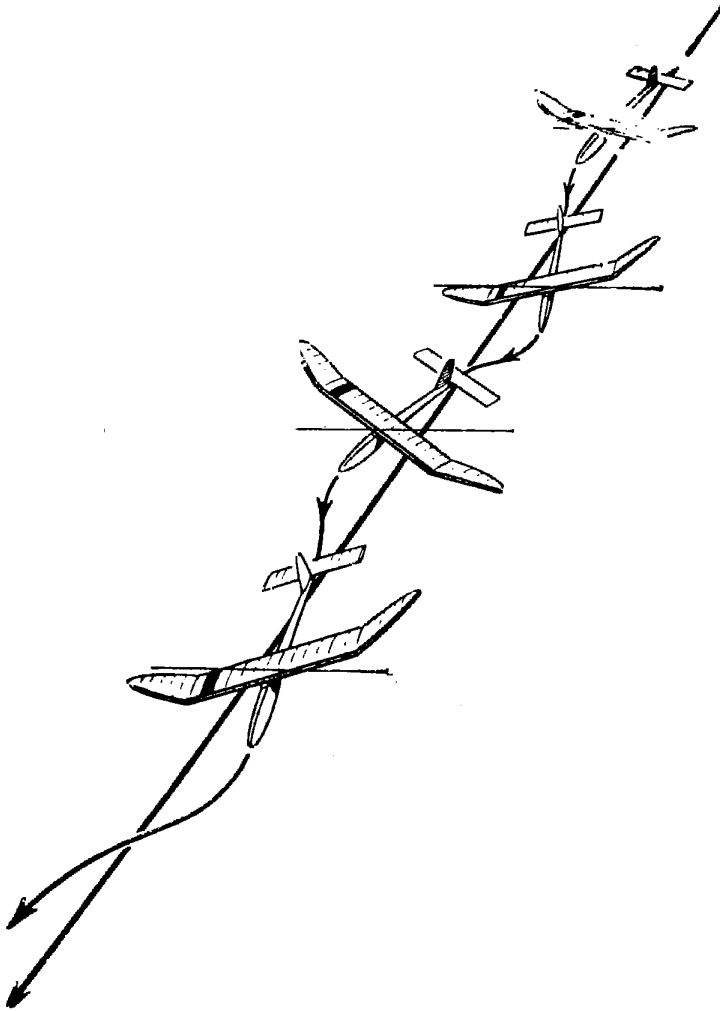


Рис. 56. Боковая колебательная неустойчивость модели

и хвостовую — за центром тяжести. При обтекании носовой части фюзеляжа создается боковая сила  $Z_{\phi}$ , которая стремится вывести фюзеляж на еще больший угол  $\beta$ . Следовательно, носовая часть фюзеляжа вызывает путевую неустойчивость модели. При обтекании же хвостовой части фюзеляжа на нее действует боковая сила  $Z_{\phi_2}$ , которая стремится уменьшить угол скольжения  $\beta$ , т. е. способствует путевой устойчивости модели.

На киль модели также действует боковая сила  $Z_{\kappa}$ , которая направлена в ту же сторону, что и сила  $Z_{\phi_2}$ , т. е.

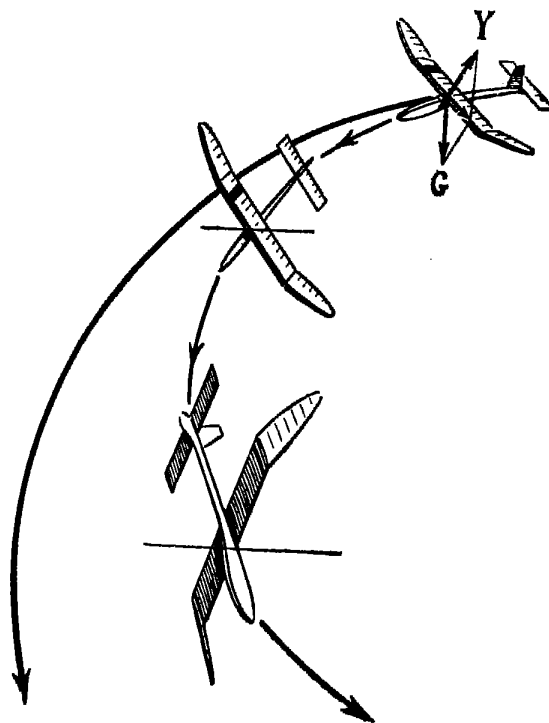


Рис. 57. Спиральная неустойчивость модели

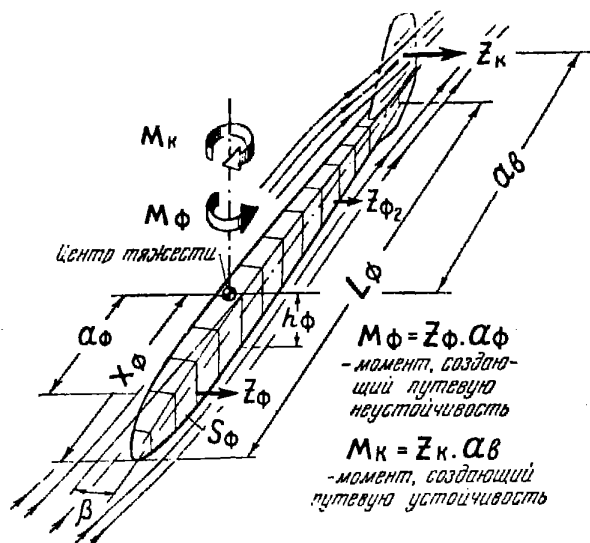


Рис. 58. Схема обтекания фюзеляжа и кия, расположенных к потоку под углом скольжения  $\beta$

она увеличивает устойчивость пути модели. Взаимодействие сил  $Z_{\phi}$ ,  $Z_{\phi_2}$  и  $Z_{\kappa}$  характеризуется тем, какой они создадут момент пути при изменении угла скольжения  $\beta$  на  $1^\circ$ , что определяется коэффициентом, обозначаемым  $m_y^\beta$ . Крыло практически не оказывает никакого влияния на моменты пути, и коэффициент  $m_y^\beta$ , таким образом, отражает влияние фюзеляжа  $m_{y\phi}^\beta$  и вертикального оперения  $m_{yв.о}^\beta$ . Следовательно, коэффициент  $m_y^\beta$  модели будет равен сумме:

$$m_y^\beta = m_{y\phi}^\beta + m_{yв.о}^\beta.$$

Взаимодействие боковых сил  $Z_{\phi}$  и  $Z_{\phi_2}$  определяет, в конечном итоге, значение коэффициента  $m_{y\phi}^\beta$ . Почти всегда у летающих моделей боковая сила  $Z_{\phi}$ , действующая на фюзеляж, создает больший момент, чем сила  $Z_{\phi_2}$ , и сам фюзеляж поэтому является в путевом отношении неустойчивым. На величину сил  $Z_{\phi}$  и  $Z_{\phi_2}$  и на положение этих сил по длине фюзеляжа, т. е. на значение  $m_{y\phi}^\beta$ , влияют следующие параметры: расстояние от центра тяжести модели до центра бокового давления на фюзеляж  $X_{\phi}^1$ , боковая площадь фюзеляжа  $S_{\phi}$ , длина фюзеляжа  $L_{\phi}$  и, наконец, удлинение фюзеляжа  $\lambda_{\phi}$ .

Удлинением фюзеляжа называется отношение длины фюзеляжа  $L_{\phi}$  к некоторой средней высоте фюзеляжа  $h_{\phi}$ .

Положение центра бокового давления на фюзеляж следует определять по

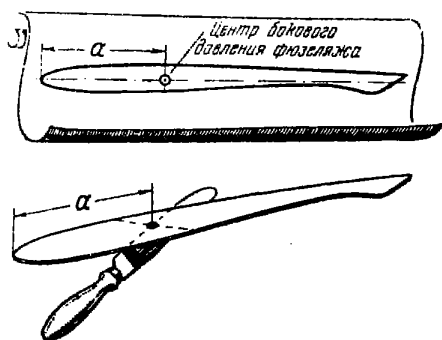


Рис. 59. Определение положения центра бокового давления фюзеляжа

следует определять по центру тяжести фигуры боковой проекции фюзеляжа (без киля). Надо перевести на тонкий картон или на плотную бумагу боковую проекцию фюзеляжа (без киля) с чертежа бокового вида модели в масштабе и по вырезанному контуру определить положение центра тяжести полученной фигуры (рис. 59).

Обработка большого количества продувок позволила вывести формулу для подсчета коэффициента  $m_{y\beta}^{\beta}$  от фюзеляжа:

$$m_{y\beta}^{\beta} = \frac{S_{\phi} L_{\phi}}{S_{\text{кр}} l_{\text{кр}}} \left( 0,023 + 0,34 \frac{X_{\phi}^1}{L_{\phi}} + \frac{1,05}{\lambda_{\phi}} \right), \quad (34)$$

где  $S_{\phi}$  — площадь боковой поверхности фюзеляжа в  $\delta m^2$ ;  
 $L_{\phi}$  — длина фюзеляжа в  $\delta m$ ;  
 $S_{\text{кр}}$  — площадь крыла в  $\delta m^2$ ;  
 $l_{\text{кр}}$  — размах крыла в  $\delta m$ ;  
 $X_{\phi}^1$  — расстояние между центром тяжести модели и центром бокового давления на фюзеляж<sup>1</sup> в  $\delta m$ ;  
 $\lambda_{\phi}$  — удлинение фюзеляжа, численно равно отношению квадрата длины фюзеляжа к площади его боковой поверхности:

$$\lambda_{\phi} = \frac{L_{\phi}^2}{S_{\phi}}.$$

Обработка продувок позволила также вывести формулу для подсчета коэффициента  $m_y^{\beta}$  от киля:

$$m_{y\beta}^{\beta} = -(1,26 + 1,17\lambda_{\text{в.о}}) B_{\text{в.о}}, \quad (35)$$

где  $\lambda_{\text{в.о}}$  — удлинение вертикального оперения. При подсчете удлинения, за размах киля принимается обычно его высота;

$B_{\text{в.о}}$  — коэффициент путевой устойчивости модели, равный

$$B_{\text{в.о}} = \frac{S_{\text{в.о}} \cdot L_{\text{в.о}}}{S_{\text{кр}} \cdot l_{\text{кр}}}, \quad (36)$$

где  $S_{\text{в.о}}$  — площадь киля в  $\delta m^2$ ;  
 $L_{\text{в.о}}$  — расстояние от центра тяжести модели до половины средней хорды киля в  $\delta m$ ;  
 $S_{\text{кр}}$  — площадь крыла в  $\delta m^2$ ;  
 $l_{\text{кр}}$  — размах крыла в  $\delta m$ .

Подсчитав  $m_{y\beta}^{\beta}$  и  $m_{y\beta}^{\beta}$  и сложив с учетом их знаков, получим  $m_y^{\beta}$  для всей модели в целом.

<sup>1</sup> В том случае, если центр бокового давления расположен за центром тяжести модели, величина  $X_{\phi}^1$  имеет знак минус (—), если центр бокового давления расположен перед центром тяжести модели, величина  $X_{\phi}^1$  имеет знак плюс (+).

Подробные расчеты боковой устойчивости моделей планеров показали, что для отсутствия колебательной неустойчивости необходимо подбирать киль (вертикальное оперение) так, чтобы общий коэффициент  $m_y^\beta$  был бы порядка  $m_y^\beta = -0,03 \text{ — } -0,042$ .

Среднее значение этого коэффициента можно принять:

$$m_y^\beta = -0,035.$$

В качестве примера подберем киль для нашей модели планера, у которой фюзеляж имеет длину  $l_\phi = 10,50 \text{ дм}$ , боковая поверхность фюзеляжа составляет величину  $S_\phi = 3,23 \text{ дм}^2$ . Отсюда удлинение фюзеляжа равно:

$$\lambda_\phi = \frac{10,50^2}{3,23} = 34.$$

Площадь крыла равна  $S_{кр} = 27,5 \text{ дм}^2$ .

Размах крыла  $l_{кр} = 18,4 \text{ дм}$ .

Расстояние  $X_\phi^1$ , выраженное в долях длины фюзеляжа между центром тяжести модели и центром бокового давления фюзеляжа, для нашей модели равно:

$$X_\phi^1 = \frac{-0,150}{1,05} = -0,143.$$

По формуле (34) определим значение коэффициента  $m_y^\beta$  фюзеляжа:

$$m_{y\phi}^\beta = \frac{3,23 \cdot 10,5}{27,5 \cdot 18,4} [0,023 + 0,34(-0,143) + \frac{1,05}{34}] = -0,00034.$$

Из ранее изложенного мы знаем, что суммарное значение коэффициента  $m_y^\beta$  должно быть в среднем равно:

$$m_y^\beta = -0,035.$$

Следовательно, вертикальное оперение мы должны подобрать так, чтобы оно создавало коэффициент, равный

$$m_{yв.о}^\beta = m_y^\beta - m_{y\phi}^\beta = -0,035 - 0,00034 = -0,0353.$$

Определим размеры вертикального оперения, с помощью которого получаем  $m_{yв.о}^\beta = -0,0353$ . Из формулы (35) получим для наших данных:

$$B_{в.о} = - \frac{(-0,0353)}{(1,26 + 1,17 \cdot 1,0)} \cong 0,0145.$$

По схеме модели в трех проекциях определяем значение плеча кия  $L_{в.о}$ , как расстояние от центра тяжести модели до середины хорды кия. Для нашей модели  $L_{в.о} = 740$  мм. Его величину в долях размаха крыла следует выбирать в пределах

$$\bar{L}_{в.о} = \left( \frac{L_{в.о}}{l_{кр}} \right) = 0,300 \div 0,440.$$

Из формулы (36) определим требуемую площадь кия  $S_{в.о}$  по известной площади крыла  $S_{кр} = 27,5$  дм<sup>2</sup> и его размаху  $l_{кр} = 18,4$  дм.

$$S_{в.о} = \frac{B_{в.о} S_{кр} l_{кр}}{L_{в.о}} = \frac{0,0145 \cdot 27,5 \cdot 18,4}{7,40} \cong 1,0 \text{ дм}^2.$$

Теперь определим высоту кия. Ранее мы задавались удлинением кия  $\lambda_{в.о} = 1,00$ . Площадь кия  $S_{в.о} = 1,0$  дм<sup>2</sup>. Тогда:

$$h_{в.о} = \sqrt{\frac{S_{в.о}}{\lambda_{в.о}}} = \sqrt{\frac{1,0}{1,0}} = 1,00 \text{ дм}^2.$$

Практика постройки и запуска летающих моделей планеров с фюзеляжами, имеющими небольшой мидель, показывает, что коэффициент  $B_{в.о}$  следует выбирать в пределах 0,010—0,016.

Площадь кия у модели планера обычно бывает равна 0,025—0,050 от площади крыла.

Для того чтобы модель планера не была подвержена спиральной неустойчивости (рис. 57), необходимо правильно подобрать угол поперечного V крыла.

Представим себе, что модель выведена из состояния бокового равновесия и накренилась, например на 6°. Расчеты и опыт регулировки моделей планеров показывают, что нормально устойчивой в боковом отношении можно считать такую модель, у которой за время примерно 5 сек. боковое возмущение уменьшается вдвое, т. е. крен в нашем примере от 6° уменьшается до 3°. Для того чтобы выдержать это условие, необходимо выбрать угол поперечного V крыла по графику, приведенному на рис. 60. График этот составлен на основании расчетов боковой динамической устойчивости летающих моделей планеров.

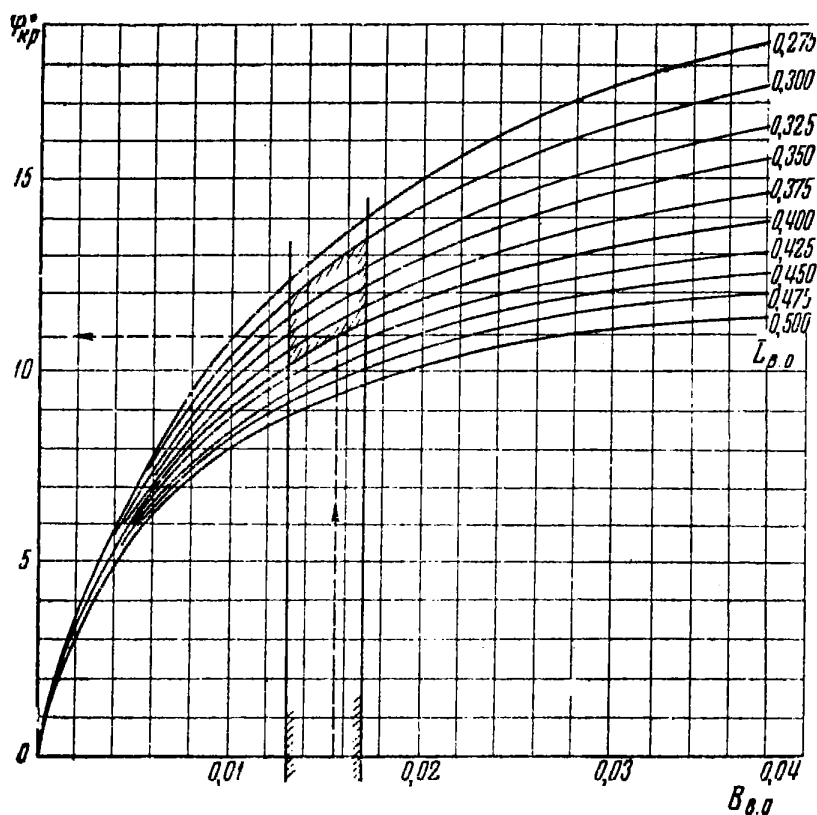


Рис. 60. График для выбора угла поперечного V крыла

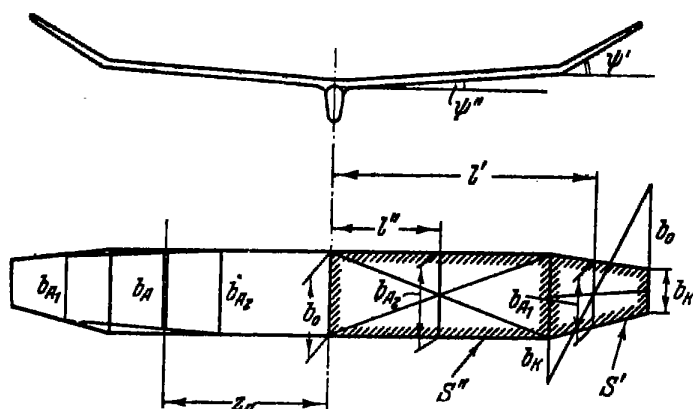


Рис. 61. Схема определения среднего угла поперечного V крыла

Способ пользования им ясен из показанного на рис. 60 примера определения угла поперечного V. Для нашей модели планера, при  $B_{в.о} = 0,0155$  и  $L_{в.о} \cong 0,40$ ,

угол поперечного  $V$  должен быть равен  $\psi = 11^\circ$ . На графике заштрихована область рекомендуемых значений  $B_{в.о}$ ,  $L_{в.о}$  и углов поперечного  $V$  крыла. Угол поперечного  $V$  крыла у большинства моделей планеров колеблется в пределах  $\psi = 10 + 13,5^\circ$ .

При переменном по размаху крыла угле поперечного  $V$  (рис. 61) определяется некоторое среднее его значение, которое связано с поперечным  $V$  отдельных участков крыла следующей зависимостью:

$$\psi_{ср}^\circ = \frac{S'l'\psi^{o'} + S''l''\psi^{o''} + \dots}{(S' + S'' + \dots)Z_A}, \quad (37)$$

где  $S'$  и  $S''$  — участки площади крыла, у которых углы поперечного  $V$  соответственно равны  $\psi^{o'}$  и  $\psi^{o''}$ ;

$l'$  и  $l''$  — расстояния от продольной оси модели до средних аэродинамических хорд тех частей крыла, у которых углы поперечного  $V$  равны соответственно  $\psi^{o'}$  и  $\psi^{o''}$ ;

$Z_A$  — расстояние вдоль размаха от продольной оси модели до средней аэродинамической хорды, вычерченной на половине крыла.

В качестве примера определим средний угол поперечного  $V$  у крыла нашей модели (см. рис. 32). Крыло этой модели изображено на рис. 61 (вид сверху); оно состоит из двух частей с разными углами поперечного  $V$ .

Для одного участка этого крыла:  $S' = 20,8 \text{ дм}^2$ ;  $l' = 3,25 \text{ дм}$ ;  $\psi' = 3^\circ$ .

Для другого участка:  $S'' = 6,7 \text{ дм}^2$ ;  $l'' = 7,75 \text{ дм}^2$ ;  $\psi'' = 22^\circ$ .

Для всего крыла значение  $Z_A = 4,35 \text{ дм}$ .

Таким образом, средний угол поперечного  $V$ , определенный по формуле (37), будет равен:

$$\psi_{ср}^\circ = \frac{20,8 \cdot 3,25 \cdot 3 + 6,7 \cdot 7,75 \cdot 22}{27,5 \cdot 4,35} = 11^\circ.$$



---

---

## Глава третья

### НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МОДЕЛЕЙ

#### 1. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА МОДЕЛЬ В ПОЛЕТЕ

Силы, действующие в полете на части модели, в основном определяются ее весом. Например, если модель совершает планирование с постоянной скоростью под небольшим углом к горизонту, то на крыло действует подъемная сила, примерно равная весу модели.

Однако величины нагрузок, действующих на модель, сильно меняются при искривлении траектории ее движения или при резком изменении скорости полета.

Для модели планера имеется три полетных случая, когда на нее действуют силы, превышающие в несколько раз ее вес: при запуске из рук в порывистый ветер, при запуске модели на леере и при ударе во время посадки. В первом и последнем случаях силы кратковременны и действуют на модель доли секунды, при запуске же модели с леера действуют дольше — время их действия доходит до 5—7 сек. Однако и самой кратковременной нагрузки может оказаться достаточно, чтобы сломать какую-либо деталь модели.

Отношение нагрузки, действующей на модель при выполнении какого-либо маневра в воздухе, к нагрузке, действующей на модель при планировании, называется перегрузкой.

Подсчитаем в качестве примера величину перегрузки, действующей на модель планера при действии на нее встречного порыва ветра. Пусть скорость полета модели  $V = 5,5$  м/сек, а скорость порыва ветра  $V_v = 3$  м/сек.

В момент действия порыва ветра скорость модели относительно воздуха вырастает до

$$V_{\text{отн}} = V + V_v = 5,5 + 3 = 8,5 \text{ м/сек.}$$

Крыло ее будет развивать подъемную силу, пропорциональную квадрату скорости  $V_{отн} = 8,5 \text{ м/сек}$ , в то время как при планировании она была пропорциональна квадрату скорости  $V = 5,5 \text{ м/сек}$ . Таким образом, в момент встречи с порывом ветра она будет подвержена действию перегрузки  $n$ , равной отношению квадратов этих двух скоростей, т. е.

$$n = \frac{V_{отн}^2}{V^2} = \frac{8,5^2}{5,5^2} = 2,4.$$

Наибольшую перегрузку испытывает крыло модели планера при запуске ее на леере. Посмотрим, какого порядка могут возникнуть при этом перегрузки у модели. Анализ сил, действующих на модель планера на леере, был впервые проведен Г. В. Миклашевским, у которого мы и заимствуем зависимости.

При запуске на леере на модель действуют следующие силы: сила веса модели  $G$ , подъемная сила крыла  $Y$ , сила лобового сопротивления модели  $Q$  и сила тяги

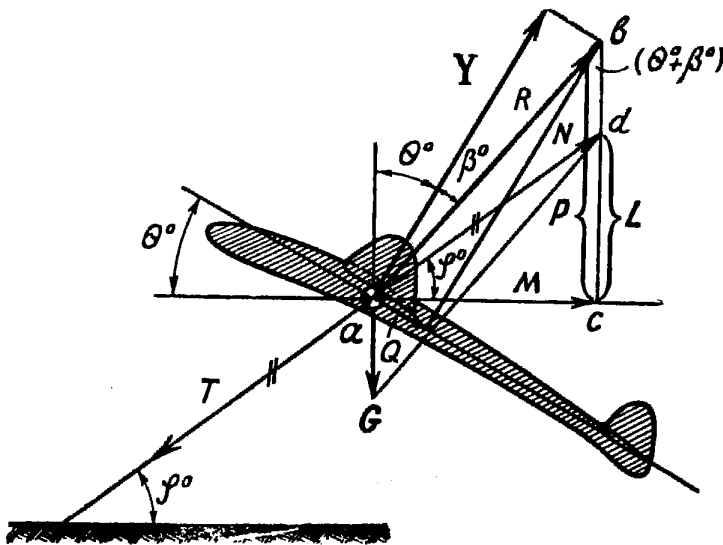


Рис. 62. Силы, действующие на модель при запуске ее на леере

леера  $T$ . При сложении подъемной силы крыла  $Y$  с силой лобового сопротивления  $Q$  образуется равнодействующая сила  $R$  (рис. 62). Если эту силу  $R$  геометрически сложить с силой веса  $G$ , то мы получим силу  $N$ , равную, но противоположно направленную силе тяги леера  $T$ .

Как показывают наблюдения, на середине пути полета на леере продольная ось модели располагается под углом  $\Theta$  около  $30^\circ$  к горизонту. Во время запуска модели угол наклона леера к горизонту меняется от  $\varphi^\circ = 0^\circ$  до  $\varphi^\circ = 90^\circ$ . Примем для расчетов некоторый средний угол наклона леера  $\varphi^\circ = 45^\circ$ .

Для того чтобы определить наклон равнодействующей силы  $R$ , зададимся средним значением аэродинамического качества модели  $K = 12$ . Это соответствует углу наклона равнодействующей назад относительно направления действия подъемной силы примерно на угол  $\beta = 5^\circ$ .

Спроектируем равнодействующую  $R$  на горизонтальную и вертикальную оси.

Горизонтальную проекцию обозначим через  $M$ , вертикальную проекцию обозначим через  $P$ . Образовавшийся при этом треугольник обозначим буквами  $abc$ . Этот треугольник имеет при вершине угол, равный  $(\Theta + \beta)$ . Катет треугольника  $ac$ , обозначенный буквой  $M$ , определяется по правилам тригонометрии следующей зависимостью:

$$M = R \cdot \sin (\Theta^\circ + \beta^\circ). \quad (38)$$

Приближенно можно считать, что величина равнодействующей силы  $R$  равна подъемной силе крыла  $Y$ . Тогда это выражение можно переписать следующим образом:

$$M \cong Y \cdot \sin (\Theta^\circ + \beta^\circ).$$

Теперь из образовавшегося треугольника  $adc$  определим катет  $dc$ , обозначенный буквой  $L$ :

$$L = M \cdot \operatorname{tg} \varphi.$$

Подставим в это выражение значение  $M$ :

$$L \cong Y \cdot \sin (\Theta^\circ + \beta^\circ) \operatorname{tg} \varphi. \quad (38)$$

Из треугольника  $abc$  определим катет  $bc$ , обозначенный буквой  $P$ :

$$P = Y \cdot \cos (\Theta^\circ + \beta^\circ). \quad (39)$$

Выразим теперь вес модели  $G$  как разность отрезков  $P$  и  $L$ :

$$G = P - L.$$

Подставим вместо  $P$  выражение (39), а вместо  $L$  выражение (38)'.

$$G = Y \cdot \cos(\Theta^\circ + \beta^\circ) - Y \cdot \sin(\Theta^\circ + \beta^\circ) \operatorname{tg} \varphi.$$

Определим отсюда величину подъемной силы крыла  $Y$ :

$$Y = \frac{G}{\cos(\Theta^\circ + \beta^\circ) - \sin(\Theta^\circ + \beta^\circ) \operatorname{tg} \varphi^\circ}.$$

Теперь определим величину перегрузки, возникающей при движении модели на леере. Для этого необходимо разделить величину полученной подъемной силы на вес модели:

$$n = \frac{Y}{G} = \frac{1}{\cos(\Theta^\circ + \beta^\circ) - \sin(\Theta^\circ + \beta^\circ) \operatorname{tg} \varphi^\circ}. \quad (40)$$

Теперь, зная, что  $\Theta = 30^\circ$ ,  $\varphi = 45^\circ$  и  $\beta = 5^\circ$ , мы сможем подсчитать величину перегрузки:

$$n = \frac{1}{\cos 35^\circ - \sin 35^\circ \cdot \operatorname{tg} 45^\circ} \cong 4,1.$$

Учитывая, что запуск модели на леере часто происходит и при неравномерном ветре, скорость которого может меняться в пределах  $\pm 1$  м/сек, расчетную перегрузку следует увеличить примерно в 1,5 раза, т. е. довести ее до  $n = 6$ .

Таким образом, при расчете крыла на прочность необходимо учитывать, что оно будет нагружено подъемной силой, равной весу модели, умноженному на коэффициент  $n = 6,0$ .

В последнее время многие авиамоделисты, особенно чехословацкие, применяют на своих моделях планеров упругое крепление крыла. Это крепление состоит из дюралюминиевой пластинки шириной около 50 мм и толщиной 1,5—2,0 мм (рис. 63). Пластинка наглухо укрепляется на фюзеляже и вставляется в соответствующее углубление в консоли крыла. Воздушная нагрузка, действующая на крыло, прогибает это крепление, а затем после действия нагрузки крепление возвращается в исходное положение. Таким образом, если на крыло с этим креплением действует большая кратковременная перегрузка (порядка  $n = 6,0$ ), то крепление будет прогибаться, что

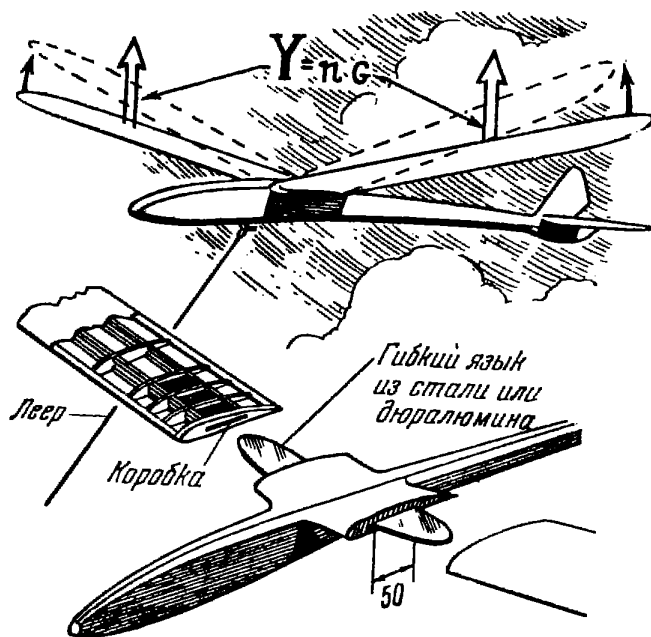


Рис. 63. Действие упругого крепления крыла при полете на леере

приводит к уменьшению нагрузок на лонжероны. Последние будут изгибаться только тогда, когда крепление прогнется до конечной величины прогиба, соответствующей максимальной воздушной нагрузке на крыло. Однако

ввиду того, что действие максимальной воздушной нагрузки на крыло кратковременное, крыло не успеет прогнуться до этой величины прогиба. При таком упругом креплении крыла величину расчетной перегрузки для крыла можно принимать равной  $n=4,0$ .

Модель планера редко совершает плавную посадку на лыжу и хвостовой костыль. Чаще всего она внезапно касается земли или каких-либо

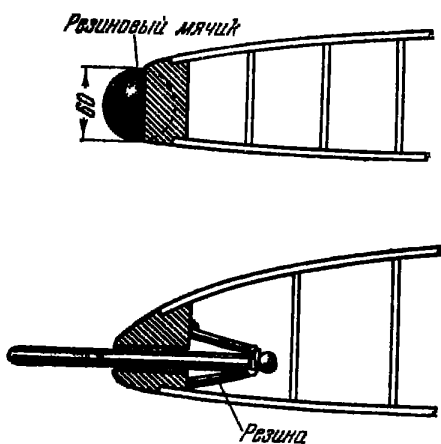


Рис. 64. Амортизирующий носик фюзеляжа модели планера



случайных предметов. При этом обычно происходит резкий удар, сила которого, в частности, определяется весом модели и скоростью, с которой происходит приземление: чем они больше, тем больше сила удара. Подсчеты показывают, что перегрузка в момент соприкосновения модели с землей может достигать до  $n=20$  и выше. Если мы будем рассчитывать конструкцию модели на действие такой большой перегрузки, то у нас возрастет вес модели и она будет плохо летать.

Рис. 65. Саморазъединяющееся крепление крыла

Чтобы не перетяжелить модель и обеспечить целостность ее при приземлении, авиамodelисты делают носик фюзеляжа амортизирующим. Такой носик смягчает удар при посадке (рис. 64). Кроме того, модели снабжаются саморазъединяющимися креплениями крыла, а иногда и стабилизатора (рис. 65). Благодаря этому крыло и стабилизатор при ударе о землю отделяются от фюзеляжа и, та-

ким образом, остаются целыми. Такая конструкция креплений позволяет восстановить полетное состояние модели в несколько секунд.

## 2. РАСЧЕТ МОДЕЛИ НА ПРОЧНОСТЬ

При проектировании модели особое значение имеет выбор основных силовых элементов, к числу которых относятся прежде всего лонжероны крыла, работающие на изгиб (воздушная нагрузка на крыло модели планера при запуске ее на леере, как уже указывалось, оказывается очень большой). Особенно это относится к подбору сечений лонжеронов крыла больших моделей планеров, размах крыла которых превосходит 1500 мм.

Для расчета примем, что воздушная нагрузка, действующая на крыло, распределяется по всему размаху, примерно по форме полуэллипса (рис. 66). Крыло изги-

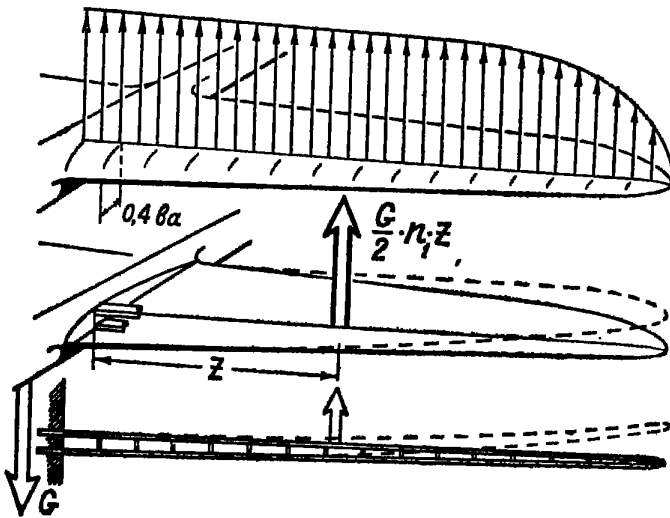


Рис. 66. Образование изгибающего момента, действующего на лонжерон крыла модели

бается этой воздушной нагрузкой, а в месте заделки крыла к фюзеляжу образуется наибольший изгибающий момент, определяемый выражением:

$$M_{\text{изг}} = \frac{G}{2} \cdot n_1 \cdot z. \quad (41)$$

В этой формуле  $G$  — вес модели в кг;  $n_1$  — коэффициент, на который надо увеличить вес модели при расче-

те крыла на прочность. Этот коэффициент мы получим, если умножим известную уже нам перегрузку  $n$  на 1,25

$$n_1 = 1,25 \cdot n.$$

Такое увеличение перегрузки на 25% мы задаем для того, чтобы еще больше обезопасить модель от возможной поломки в воздухе. Если крыло имеет упругое крепление, то вместо увеличения перегрузки на 25% ее следует увеличить на 5%;

$z$  — расстояние в *см* от места заделки крыла до точки приложения равнодействующей сил воздушного давления, распределенных по половине крыла.

В расчетах  $z$  обычно принимают равным 40% полуразмаха или  $0,2 l_{кр}$ .

Подставив значение  $n_1$  и  $z$  в формулу для  $M_{изг}$ , получим:

$$M_{изг} = \frac{G}{2} \cdot 1,25n \cdot 0,2 l_{кр} = \frac{G \cdot n \cdot l_{кр}}{8}. \quad (41)'$$

Для модели планера при жестком креплении крыла принимают  $n = 6,0$ . Для этого случая формула изгибающего момента примет вид:

$$M_{изг} = 0,75Gl_{кр}. \quad (41)''$$

Если применено упругое крепление крыла,

$$M_{изг} = 0,42Gl_{кр}. \quad (41)'''$$

Моменты, определенные по формулам, получаются в *кгсм*. У модели, показанной на рис. 32, применено упругое крепление крыла. Она имеет размах крыла  $l_{кр} = 184$  *см* и вес  $G = 0,415$  *кг*. Для нее получим:

$$M_{изг} = 0,42 \cdot 0,415 \cdot 184 = 32,1 \text{ кгсм}.$$

Если применено жесткое крепление крыла, то изгибающий момент будет равен:

$$M_{изг} = 0,75 \cdot 0,415 \cdot 184 = 57,1 \text{ кгсм}.$$

Зная величину изгибающего момента, надо подобрать размеры лонжеронов, обеспечивающие требуемую прочность крыла.



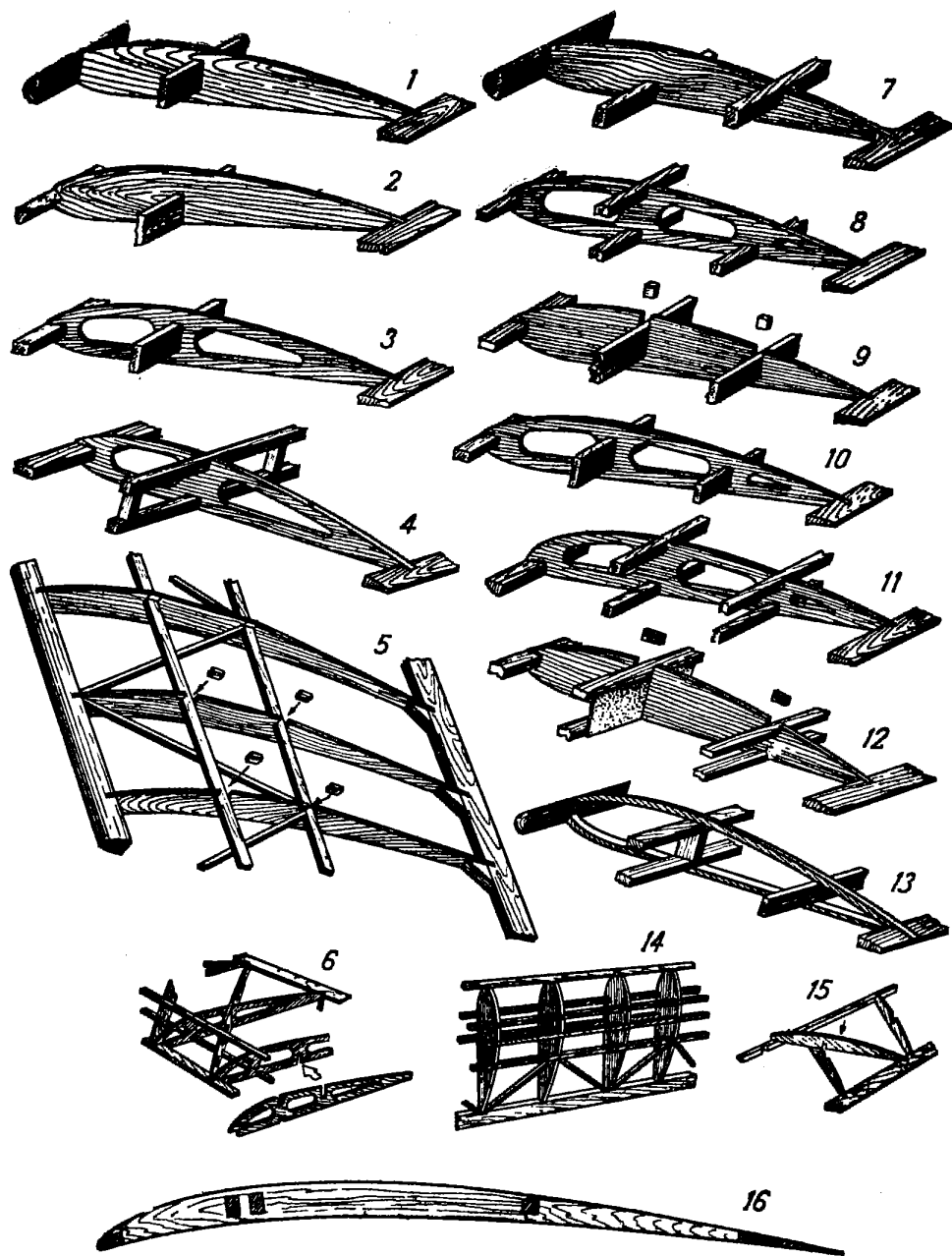


Рис. 67. Конструкции крыльев:  
 1—6 — однолонжеронные; 7—13, 16 — двухлонжеронные; 14 — стрин-  
 герное крыло; 6 и 15—крылья с крестообразными нервюрами

Существующие конструкции крыльев моделей можно разделить в основном на две группы — однолонжеронные и двухлонжеронные (рис. 67).

При однолонжеронной конструкции следует принимать, что весь изгибающий момент от аэродинамических сил воспринимается лонжероном, пренебрегая подкрепляющим действием передней и задней кромок, вспомогательного лонжерона и обшивки.

При двухлонжеронной конструкции изгибающий момент можно делить поровну между передним и задним лонжеронами, также пренебрегая подкрепляющим действием кромок и обшивки.

Лонжерон крыла модели планера является балкой, наглухо закрепленной одним своим концом (см. рис. 66). При изгибе такой балки прочность ее обеспечивается до тех пор, пока напряжение от изгиба не превзойдет допустимого. Для сосны, например, оно составляет  $\sigma_{\text{доп}} = 650 \text{ кг/см}^2$ , а для липы  $470 \text{ кг/см}^2$ . Из сопротивления материалов известно, что напряжение изгиба, возникающее в балке, выражается простой формулой

$$\sigma_{\text{доп}} = \frac{M_{\text{изг}}}{W}. \quad (42)$$

В этой формуле  $W$  — момент сопротивления, характеризующий сопротивление данного сечения действию изгиба.

Зная, что напряжение изгиба не должно превосходить для сосны  $\sigma_{\text{доп}} = 650 \text{ кг/см}^2$ , определим из формулы (42) значение  $W$ , потребное для обеспечения прочности лонжерона:

$$W = \frac{M_{\text{изг}}}{\sigma_{\text{доп}}} = \frac{M_{\text{изг}}}{650}. \quad (42)'$$

Момент сопротивления имеет размерность  $\text{см}^3$ .

Для нашей модели планера (см. рис. 32) потребный момент сопротивления равен:

$$W = \frac{32,1}{650} = 0,050 \text{ см}^3.$$

Под полученное значение момента сопротивления надо подобрать сечение лонжерона. Если он сплошной, то момент сопротивления определяется по формуле

$$W = \frac{b \cdot H^2}{6}. \quad (43)$$

На рис. 68 приведен график, по которому можно определить ширину лонжерона, зная его высоту и потреб-

ный момент сопротивления сечения. На вертикальной оси находим точку, соответствующую требуемому моменту сопротивления сечения (в  $см^3$ ) лонжерона. Из этой точки проводим горизонтальную линию слева направо до пересечения с наклонной прямой, около которой помечена заданная высота лонжерона. Из точки пересечения

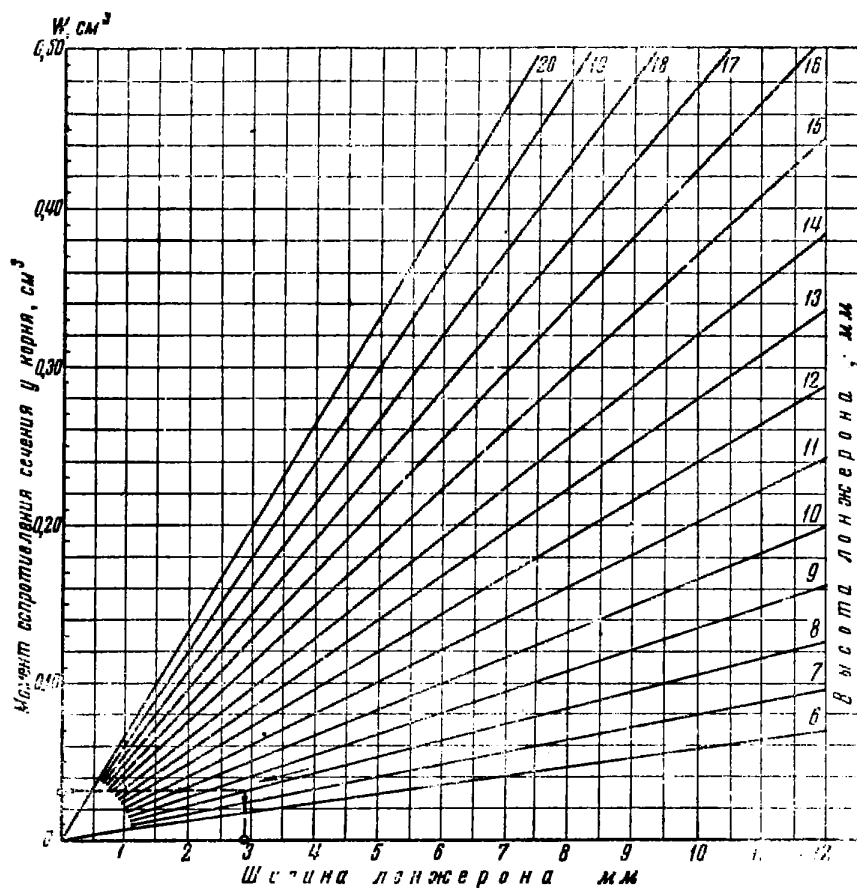


Рис. 68. График для подбора размеров сплошного лонжерона по его моменту сопротивления сечения

опускаем перпендикуляр на горизонтальную ось графика, на которой мы и находим интересующую нас ширину лонжерона. Для модели планера, имеющей хорду крыла 128 мм, относительную толщину профиля 9% и потребный момент сопротивления сечения  $W = 0,031 см^3$ , абсолютная высота профиля крыла будет равна:

$$C = 128 \cdot 0,09 = 11,5 \text{ мм.}$$

Высота лонжерона  $H$  должна быть на 3 мм меньше полной высоты профиля  $C$ .

Для рассматриваемого нами примера:

$$H = 11,5 - 3 \cong 8 \text{ мм.}$$

По графику, приведенному на рис. 68, ширина сплошного лонжерона получается равной 3 мм.

Наибольшее распространение на моделях планеров получила конструкция лонжеронов, состоящая из двух отдельных реек (полок) одинакового сечения, расположенных одна над другой (рис. 67, 4, 6, 8, 11 и 13).

Приближенный расчет сечения такого лонжерона можно производить, не пользуясь формулой (42).

В этом случае изгибающий момент будет сжимать (рис. 69) верхнюю полку и растягивать нижнюю с силой  $S$ , равной:

$$S = \frac{M_{\text{изг}}}{H_1}.$$

где  $H_1$  — расстояние между серединами полок.

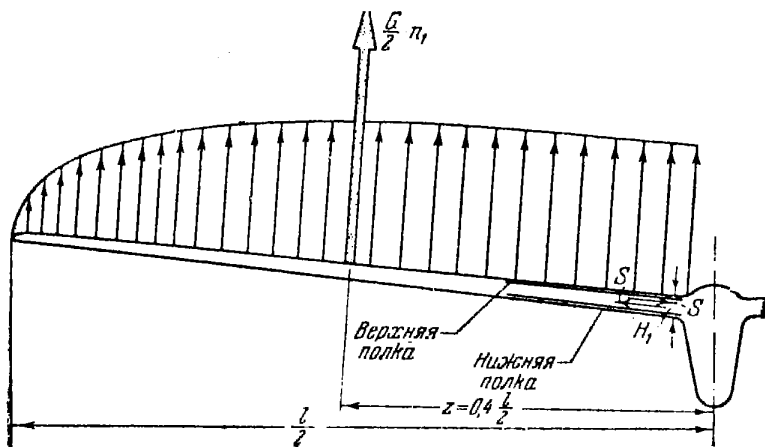


Рис. 69. Изгибающий момент, возникающий от действия воздушной нагрузки на крыло, сжимает верхнюю полку лонжерона и растягивает нижнюю

Сила  $S$ , действуя на верхнюю полку, имеющую площадь сечения  $F$ , будет сжимать ее, создавая напряжение сжатия:

$$\sigma_{\text{сж}} = \frac{S}{F}. \quad (44)$$

Из сопротивления материалов известно, что допустимое напряжение на сжатие для сосны составляет величину  $\sigma_{сж доп} = 350 \text{ кг/см}^2$ , а для липы  $\sigma_{сж доп} = 250 \text{ кг/см}^2$ .

Поэтому, взяв это допустимое напряжение, мы сможем определить по формуле (42) площадь сечения полки:

$$F = \frac{S}{350} = \frac{M_{изг}}{H_1 \cdot 350}. \quad (45)$$

Расстояние между серединами полок  $H_1$  заменим через 0,9 от полной высоты профиля крыла в месте расположения лонжерона:  $H_1 = 0,9 H$ .

Тогда формула преобразуется следующим образом:

$$F = \frac{M_{изг}}{315 \cdot H}. \quad (45)'$$

Если сечение полки квадратное, то величина площади сечения будет равна:

$$F = b^2,$$

где  $b$  — толщина полки в см.

Подставив это выражение вместо  $F$  в формулу (45)', получим простую формулу, по которой подсчитаем толщину верхней полки:

$$b = 0,056 \sqrt{\frac{M_{изг}}{H}} \text{ см.} \quad (46)$$

Если же ширина полки в два раза больше ее толщины, то вместо  $F \text{ см}^2$  надо подставить:

$$F = 2b^2.$$

Тогда формула примет следующий вид:

$$b = 0,040 \sqrt{\frac{M_{изг}}{H}} \text{ см.} \quad (46)'$$

Для нашей модели при хорде крыла 160 мм и относительной толщине профиля 10,0%

$$H = 0,1 \cdot 160 = 16 \text{ мм.}$$

Возьмем квадратную форму сечения полок лонжерона. Тогда по формуле (46) получим:

$$b = 0,056 \sqrt{\frac{57,1}{1,6}} = 0,35 \text{ см.}$$

Дерево работает на сжатие хуже, чем на растяжение. Допустимое напряжение растяжения у сосны в 2,3 раза больше, чем на сжатие:

$$\sigma_{\text{раст. доп}} = 830 \text{ кг/см}^2.$$

Поэтому сечение нижней полки, работающей на растяжение, можно было бы сделать меньше, чем верхней; однако их чаще всего делают одинаковыми.

Для определения сечений полок сосновых лонжеронов на рис. 70 приведен график, по которому, зная величину изгибающего момента и высоту профиля в месте расположения лонжерона  $H$ , можно определить толщину сечения полки лонжерона.

Если форма сечения полки квадратная, то надо пользоваться правой половиной графика, при прямоугольном сечении полки — левой половиной графика.

В качестве примера определим по графику рис. 70 размеры сечений полок лонжерона для модели планера, схема которой приведена на рис. 82. В этом случае значение изгибающего момента равно:

$$M_{\text{изг}} = 20 \text{ кгсм.}$$

Относительная толщина профиля в месте расположения лонжерона — 9%. Хорда крыла равна 130 мм, а абсолютная высота профиля крыла в месте расположения лонжерона

$$H = 130 \cdot 0,09 = 12 \text{ мм.}$$

Принимая прямоугольную форму сечения полки лонжерона, определим ее толщину по левой части графика рис. 70. На вертикальной оси находим  $M_{\text{изг}} = 20 \text{ кгсм}$ , ведем горизонтальную прямую до пересечения с кривой, имеющей пометку 9 мм, и опускаем перпендикуляр. Толщина полки получается 2 мм, ширина — 4 мм.

При расчетах по формулам и графикам размеры полок лонжеронов необходимо всегда округлять в большую сторону. Такое округление необходимо потому, что

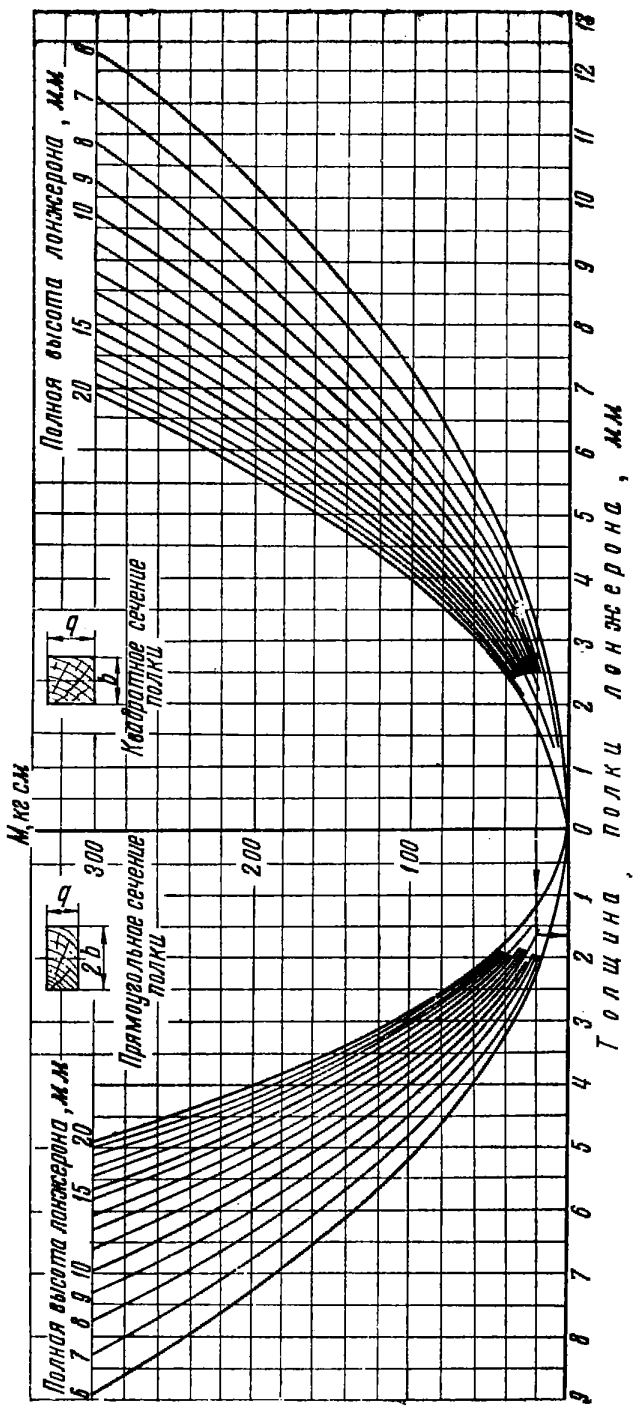


Рис. 70. График для подбора сечений полок лонжерона по изгибающему моменту, высоте профиля и форме полки

практическая точность выполнения размеров лонжеронов не превосходит 0,5 мм.

Как мы уже говорили, крылья летающих моделей планеров бывают в основном однолонжеронные и двухлонжеронные. Если размах крыла не превосходит 1200 мм, то можно применить один лонжерон; при размахе крыла больше 1200 мм, кроме этого лонжерона, следует устанавливать небольшой вспомогательный лонжерон, который, однако, не надо вводить в расчет крыла на изгиб. Для крыльев размахом более 1800 мм рекомендуется применять два лонжерона. Их следует располагать на 20 — 25% и на 60 — 65% хорды крыла.

Можно и при размахе крыла больше 1800 мм применять также один лонжерон, добавив к нему вспомогательный, однако при этом оказывается необходимым придать крылу дополнительную жесткость на кручение. Для этого нужно или обшить носик крыла плотной ватманской бумагой, или между передней кромкой и лонжероном установить раскосы или косые нервюры (рис. 67, слева внизу).

При двухлонжеронной конструкции расчет сечений лонжерона надо производить следующим образом:

1) Взять расположение переднего и заднего лонжеронов по хорде крыла и определить наибольшую высоту переднего и заднего лонжеронов  $H_1$  и  $H_2$ .

2) Определить среднюю высоту сечения обоих лонжеронов, равную арифметическому среднему высоты переднего и заднего лонжеронов:

$$H_{\text{ср}} = \frac{H_1 + H_2}{2} .$$

3) По значению общего изгибающего момента  $M_{\text{изг}}$  и средней высоте сечения лонжеронов  $H_{\text{ср}}$  определить суммарную ширину полок переднего и заднего лонжеронов по графикам рис. 68 и 70. Суммарную ширину полок обоих лонжеронов мы разделим на два и получим ширину верхней и нижней полки каждого лонжерона.

Если на модели планера с размахом крыла больше 1800 мм применен тонкий профиль крыла с относительной толщиной  $c = 7\%$  и меньше, лонжероны надо делать сплошного сечения. Выбрав размеры сечения лонжеронов по средней высоте профиля в месте расположения переднего и заднего лонжеронов, следует полученную



суммарную ширину лонжеронов разделить на три. В месте расположения переднего лонжерона рекомендуется размещать две половинки переднего лонжерона на некотором расстоянии друг от друга. Такая конструкция крыла 16 хорошо сопротивляется скручиванию (рис. 67).

Проектируя крыло для модели планера, необходимо иметь в виду, что в полете возможно еще закручивание крыла аэродинамическим моментом.

Чаще всего кручение крыла проявляется в виде поворота его концов, в некоторых же случаях—в виде частых колебаний—флаттера крыла. Крыло, как говорят, вибрирует.

Перекручивание крыла вызвано тем, что, начиная с некоторой скорости полета, называемой критической, при случайном повороте конца крыла крутящий момент воздушных сил возрастает быстрее, чем момент упругого сопротивления кручению. При этом увеличивающееся скручивание крыла будет возрастать до разрушения крыла. Это явление происходит всегда в том случае, если центр жесткости крыла, вокруг которого крыло скручивается, находится позади центра давления (рис. 71).

Часто перекручивание крыла наблюдается у схематических моделей, у которых роль лонжеронов выполняют

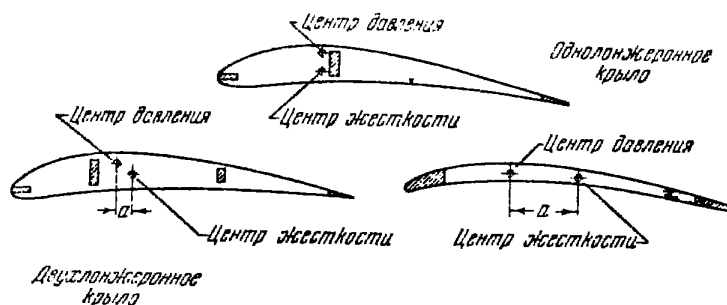


Рис. 71. Взаимное расположение центра жесткости крыла и центра давления

кромки крыла. Ось жесткости у такого крыла находится посредине хорды, а центр давления лежит на первой трети хорды, и поэтому возникает перекручивание даже при небольшом увеличении скорости полета. В этом отношении однолонжеронное крыло выгоднее, оно лучше противостоит вибрациям кручения. Если расположить лонже-

рон в центре давления (т. е. примерно 30% хорды для обычных углов атаки), крыло не будет вибрировать.

У крыла с двумя лонжеронами ось жесткости расположена между ними, ближе к более высокому переднему лонжерону. Это надо иметь в виду при размещении лонжеронов вдоль хорды.

### 3. МОДЕЛИ ПЛАНЕРОВ ТИПА «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО»

Наши авиамodelисты строят также модели планеров типа «Летающее крыло». Модели эти лишены фюзеляжа и горизонтального оперения и могут поэтому иметь большее аэродинамическое качество, чем модель планера обычной схемы.

У модели типа «Летающее крыло» продольная устойчивость обеспечивается расположением центра тяжести на расстоянии 17—21% средней аэродинамической хорды крыла, считая от носика.

Обеспечить продольную балансировку можно, если на хвостовой части профиля крыла образовать отрицательную подъемную силу. Для этого надо или применить на крыле профиль, имеющий форму в виде латинской буквы *S*, или, если у крыла есть стреловидность, применить отрицательную закрутку (рис. 72). Физический смысл обоих этих конструктивных изменений сводится к тому, что они заменяют стабилизатор с отрицательным углом установки: применяя *S*-образный профиль, мы как бы продвигаем стабилизатор вплотную к задней кромке крыла. Применяя же отрицательную закрутку на стреловидном крыле, мы как бы делим стабилизатор пополам и располагаем его по концам крыла.

Для обеспечения боковой устойчивости у моделей планеров типа «Летающее крыло» иногда делают по концам крыла небольшие кили — концевые шайбы, которые выполняют роль вертикального оперения. Вместо этого можно придать концам крыла специальную форму в виде обратного поперечного *V* (рис. 73). Такие концы крыла, называемые «ластами», заменяют концевые шайбы. Чтобы добиться хорошей боковой устойчивости у моделей планеров типа «Летающее крыло», угол поперечного *V* надо делать меньше, чем у моделей планеров обычной схемы. Эквивалентный угол поперечного *V* не должен превышать для модели типа «Летающее крыло» 5°—7°.

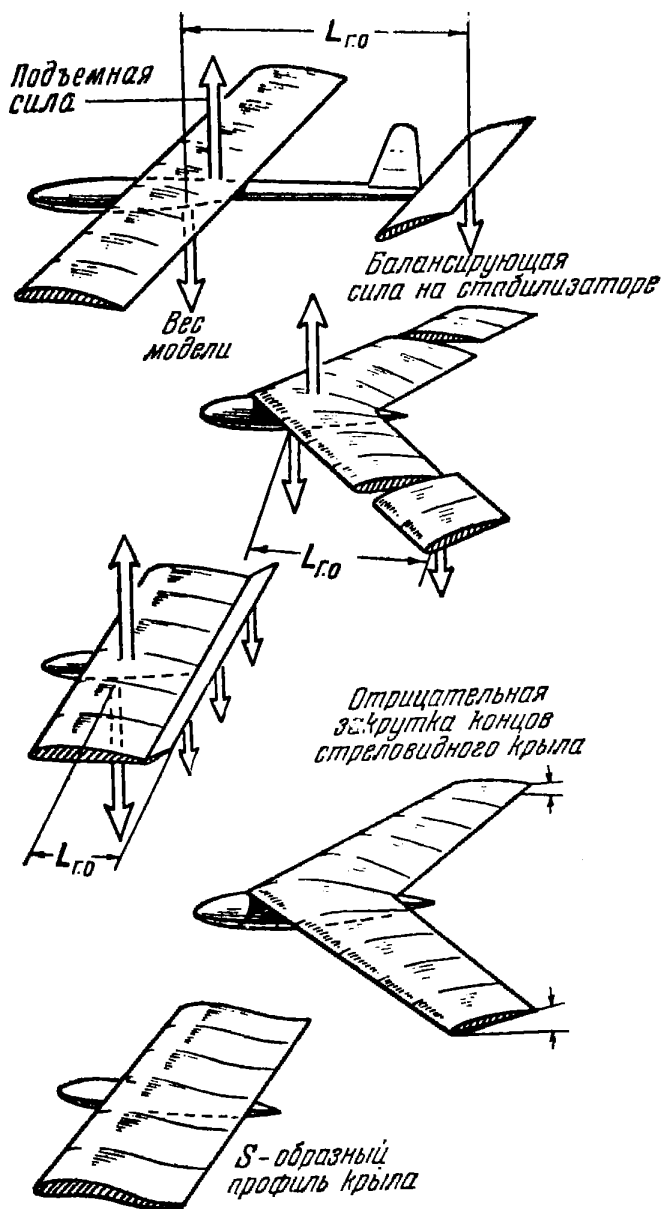


Рис. 72. Обеспечение продольной балансировки бесхвостой модели

Можно делать модели планеров типа «Летающее крыло» почти совсем без поперечного V; при этом, однако, не должно быть и вертикального оперения. Примером такой модели «чистого» «Летающего крыла» может служить модель планера авиамоделиста Х. Реезе (ФРГ), изобра-

женная на рис. 74. Модель эта, построенная в 1955 г., хорошо летала и показала суммарное время 597 сек. за пять полетов (из них два полета по 3 мин.).

Существует большое разнообразие форм моделей планеров типа «Летающее крыло», которые можно свести в две группы: с прямыми и стреловидными крыльями; от

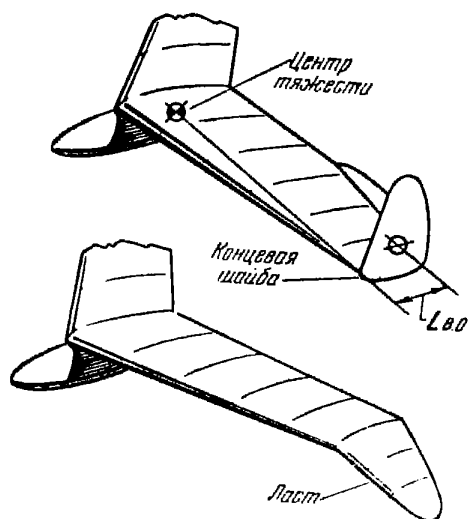


Рис. 73. Обеспечение путевой устойчивости бесхвостой модели

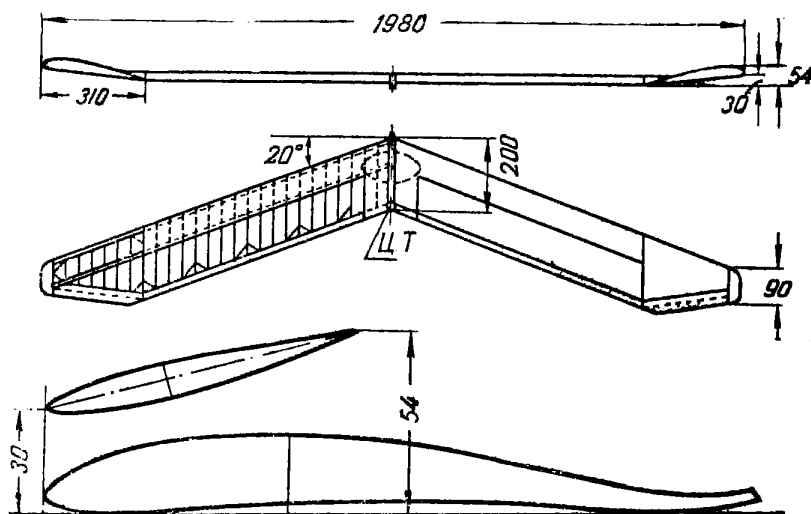


Рис. 74. Модель планера «Летающее крыло» Х. Реезе (ФРГ)

тех и других можно добиться хорошего полета. На рис. 75 приведена хорошо летавшая модель планера, построенная швейцарским авиамodelистом Р. Штаммом. Модель эта имеет прямое крыло без стреловидности и S-образный

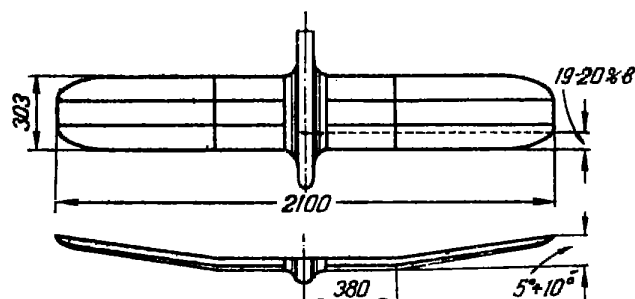


Рис. 75. Модель планера «Летающее крыло» Р. Штамма (Швейцария)

профиль, координаты которого приведены в приложении 1 на стр. 184. Модели Штамма такого типа неоднократно показывали продолжительность полета от 5 до 19 мин.

На рис. 76 изображена другая хорошо летавшая модель планера, построенная в 1951 г. харьковским школьником Б. Муращенко. Модель эта имеет стреловидное

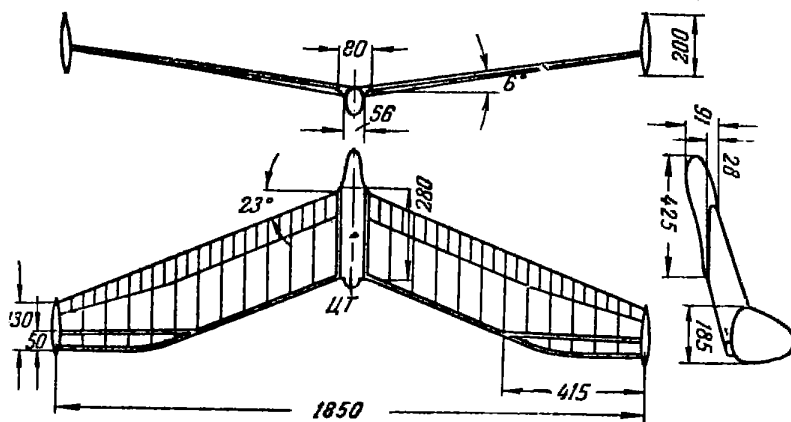


Рис. 76. Модель планера «Летающее крыло» Б. Муращенко (СССР)

крыло, на концах которого расположены небольшие шайбы. Модель Муращенко показала рекордную продолжительность полета 1 час 16 мин. 32 сек. и пролетела 32 км 560 м.

На рис. 77 приведена хорошо летавшая модель планера со стреловидным крылом швейцарского авиамоделиста Г. Рюстенгольца, завоевавшая первое место на международных состязаниях моделей типа «Летающее

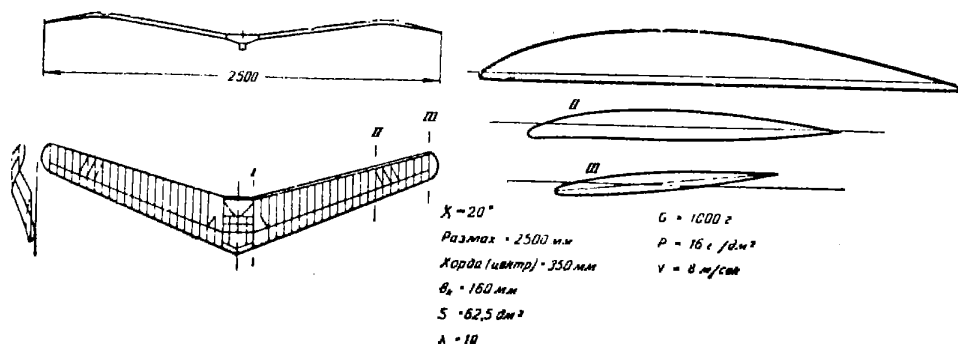


Рис. 77. Модель планера «Летающее крыло» Г. Рюстенгольца (Швейцария)

крыло» в Лионе (Франция) в 1946 г. Модель эта показала продолжительность 3 мин. 34 сек. за три полета.

На рис. 78 показаны схемы в трех проекциях моделей бесхвостых планеров английского авиамоделиста Ф. Смита-

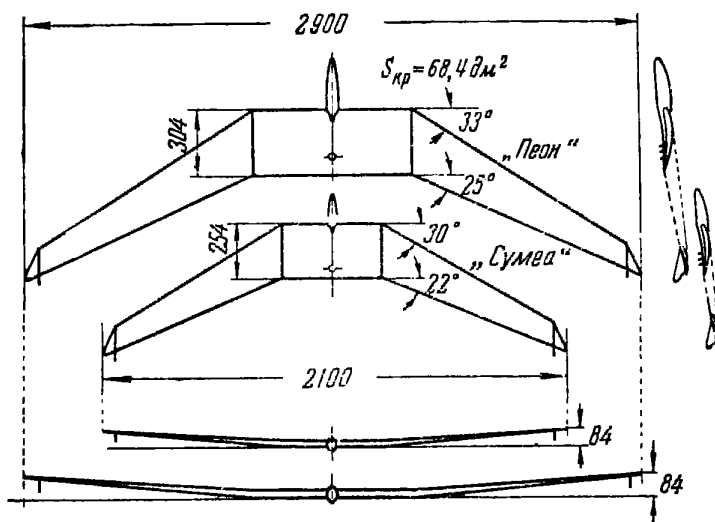


Рис. 78. Модели планеров «Летающее крыло» Ф. Смита (Англия)

та. У этих моделей имеется прямой центроплан и стреловидные отъемные части крыла. По концам крыла снизу расположены небольшие шайбы.

Модели Ф. Смита неоднократно показывали отличные результаты. В 1952 г. модель Ф. Смита «Сумеа» показала суммарную продолжительность за три полета 371 сек. В 1953 г. его модель «Пеон» показала суммарную продолжительность 387 сек. с леера длиной 50 м. В 1956 г. на международных состязаниях моделей-бесхвосток в

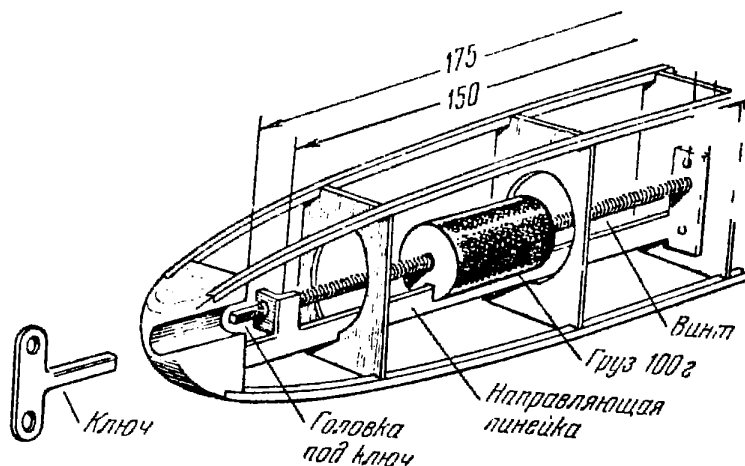


Рис. 79. Груз, передвигаемый вдоль фюзеляжа для точной регулировки модели планера

Голландии в местечке Терхет модель Ф. Смита показала суммарную продолжительность 550 сек. за пять полетов.

Все перечисленные модели могут служить образцами при конструировании новых моделей планеров этого типа.

Модели типа «Летающее крыло» очень чутки к перемещению центра тяжести, поэтому для точного подбора центровки на этих моделях рекомендуется применять груз, перемещаемый вдоль фюзеляжа на винте (рис. 79).

#### 4. УСТРОЙСТВА ДЛЯ ЗАПУСКА МОДЕЛЕЙ ПЛАНЕРОВ

Модели планеров запускаются из рук или на леере.

При запуске модели из рук необходимо придать ей соответствующие скорость и угол планирования. Силу толчка моделист подбирает опытным путем.

При правильном запуске модели планера на леере высота, на которую забрасывается модель, составляет 90—95% от полной длины леера. При длине леера 50 м высота запуска модели примерно равна 47 м.

Чтобы модель хорошо запускалась с леера, крючок необходимо располагать как можно ближе к центру тяжести. Практика позволила выработать схему наиболее

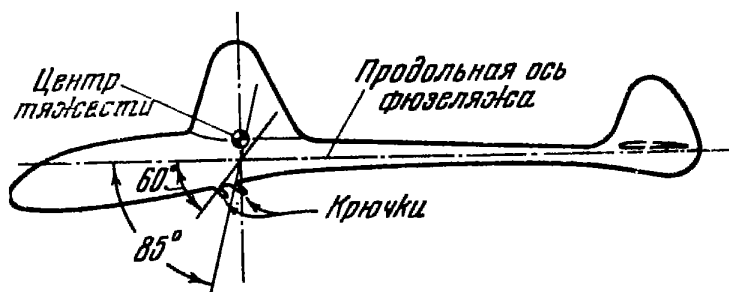


Рис. 80. Наиболее выгодное расположение стартового крючка модели планера

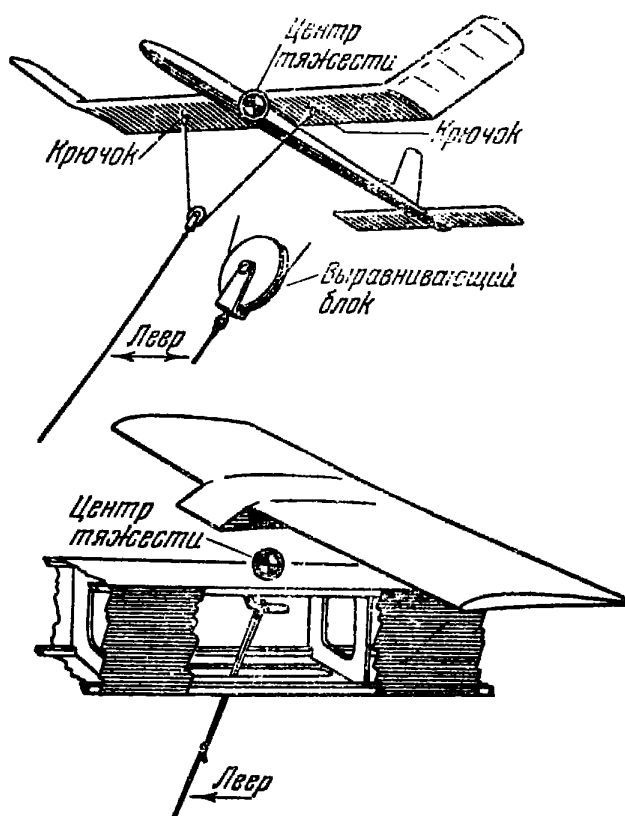


Рис. 81. Расположение крючка в центре тяжести модели планера

выгодного расположения крючка, приведенную на рис. 80. Еще лучше поместить крючок непосредственно в центре тяжести модели. Для этого, например, английские авиамод-



делисты с успехом применяют при запуске на леере специальную уздечку, которая заканчивается двумя колечками (рис. 81). Эти колечки надеваются на крючки, укрепленные на лонжероне крыла и расположенные на оси, проходящей через центр тяжести модели. Иногда такая уздечка снабжается легким роликом так, что перекося уздечки при запуске невозможен. Для того чтобы модель была устойчива в боковом отношении, на леере необходимо так подобрать площадь киля, чтобы значение коэффициента  $m_y^3$  было бы равно  $m_y^3 = -0,035$ .

## 5. ВЕСОВОЙ РАСЧЕТ МОДЕЛИ

При проектировании модели необходимо предварительно рассчитать ее вес. Для этого полную площадь крыла и стабилизатора нужно умножить на некоторую среднюю нагрузку. Ее можно принять для модели планера:

$$\frac{G}{S} = 12,4 \text{ г/дм}^2.$$

Таким образом, вес модели определяется по формуле

$$G = (S_{\text{кр}} + S_{\text{ст}}) \cdot 12,4. \quad (47)$$

В частности, для модели планера класса А-1, схема которой приведена на рис. 82, вес будет равен:

$$G = (14,7 + 3,3) \cdot 12,4 = 223 \text{ г.}$$

Подсчитав вес модели, распределим его между ее основными частями: крылом, стабилизатором и фюзеляжем. Для этого подсчитаем возможный вес крыла и стабилизатора. Вес крыла подсчитаем по формуле

$$G_{\text{кр}} = q_{\text{кр}} \cdot S_{\text{кр}}, \quad (48)$$

где  $S_{\text{кр}}$  — площадь крыла в  $\text{дм}^2$ ;

$q_{\text{кр}}$  — вес 1  $\text{дм}^2$  крыла, определенный по статистике.

В приложениях 7 и 8 приведены статистические данные весов крыла и стабилизатора моделей планеров, участвовавших во всесоюзных соревнованиях авиамodelистов 1955 г., а также средние значения веса 1  $\text{дм}^2$  площади крыла и стабилизатора модели планера, полученные на основании обработки статистики в зависимости от кон-

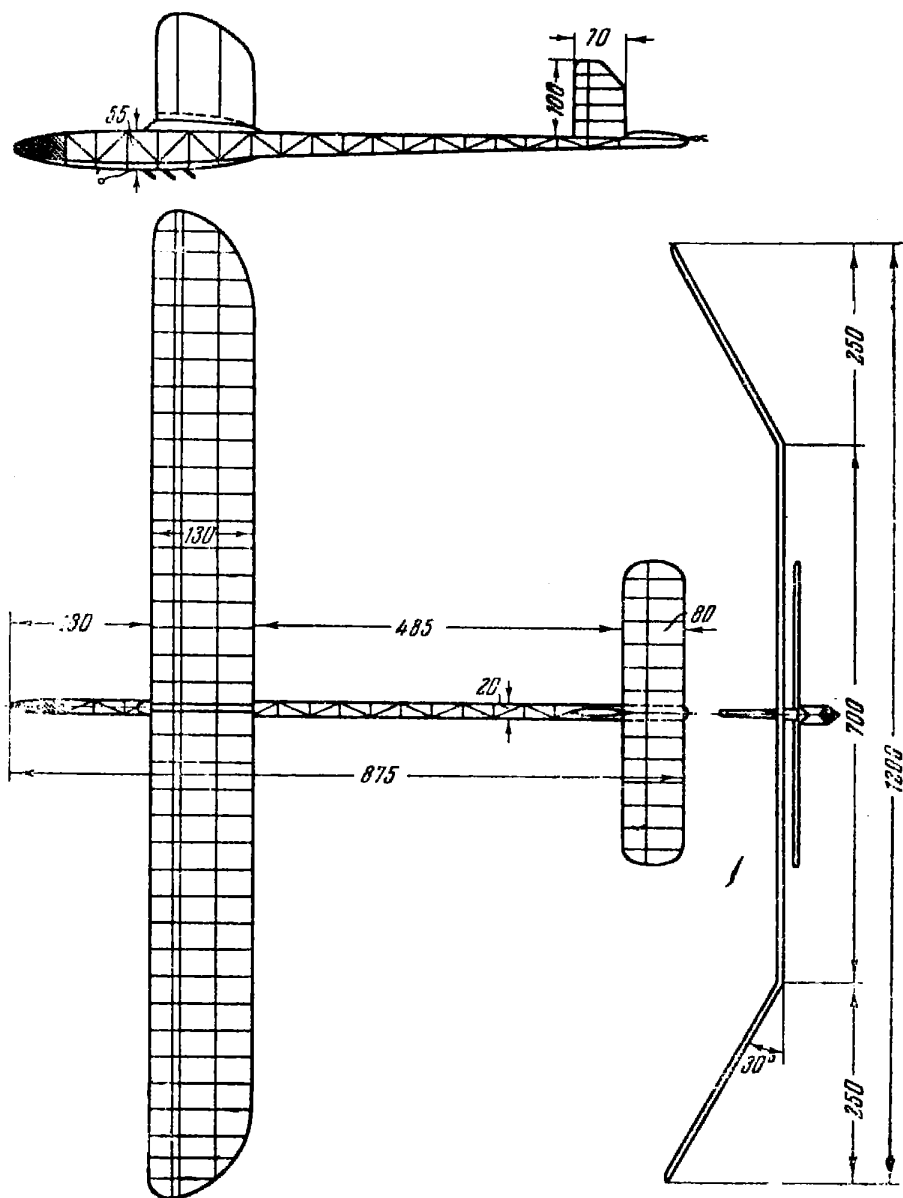


Рис. 82. Модель планера класса А-1, построенная в Кировском доме пионеров г. Москвы инструктором И. В. Кирилловым

структивных особенностей. Пользуясь таблицей приложения 7, выберем вес крыла и стабилизатора для модели планера, схема которой приведена на рис. 32. В том случае, если конструкция частей модели полностью еще не выяснена, следует вес  $1 \text{ дм}^2$  выбирать по среднему значению, помеченному в таблице.

Крыло планера имеет профиль с относительной толщиной  $c = 6\%$ , поэтому считаем вес  $1 \text{ дм}^2$  крыла равным  $q_{\text{кр}} = 6,2 \text{ г/дм}^2$ .

Вес крыла будет равен:

$$G_{\text{кр}} = 27,5 \cdot 6,2 = 170 \text{ г.}$$

Вес  $1 \text{ дм}^2$  стабилизатора принимаем равным  $q_{\text{ст}} = 5,0 \text{ г/дм}^2$ ; при этом:

$$G_{\text{ст}} = S_{\text{ст}} \cdot q_{\text{ст}} = 6,0 \cdot 5,0 = 30 \text{ г.}$$

Для расчета веса крыла и стабилизатора на рис. 83 и 84 приведены графики. На каждом из них дано несколько наклонных прямых, каждая из которых соответствует определенным конструктивным особенностям крыла.

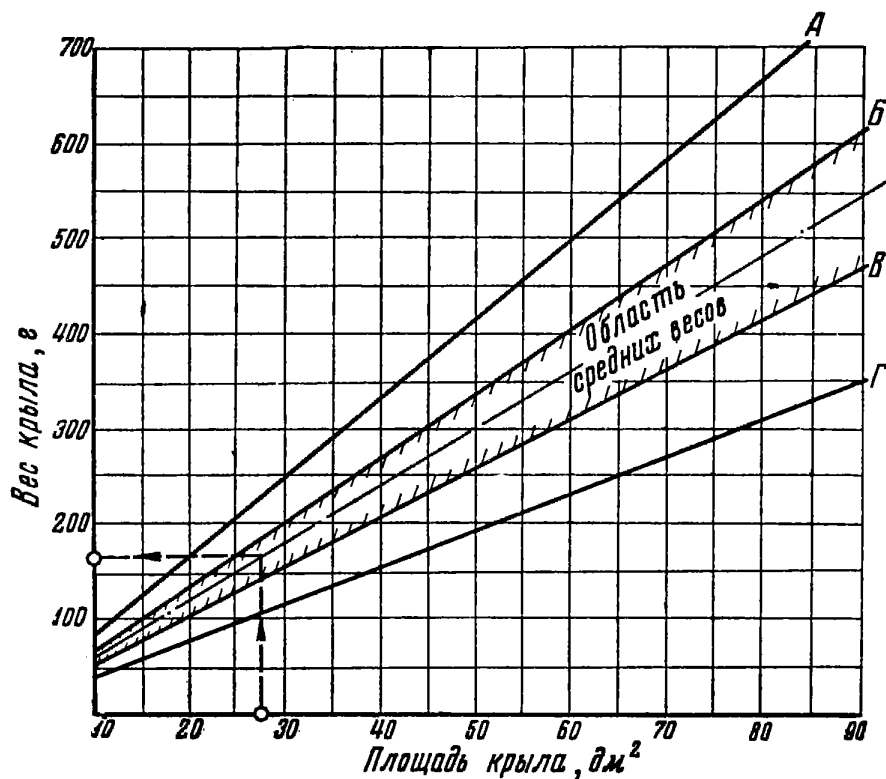


Рис. 83. График для расчета веса крыла по его площади: А — двухлонжеронная конструкция с частыми нервюрами (40–50 мм); Б — средний вес крыла при относительной толщине профиля, меньшей 9%; В — средний вес крыла при относительной толщине профиля, большей 9%; Г — облегченная конструкция крыла с редко расположенными нервюрами (70–80 мм)

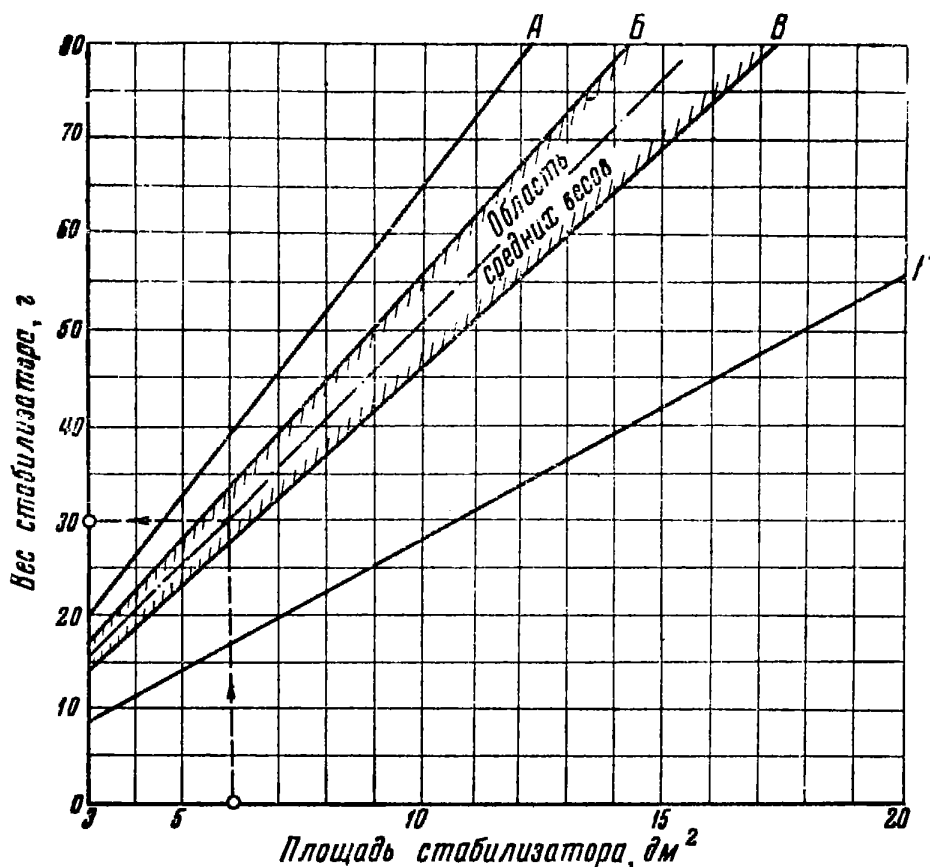


Рис. 84. График для расчета веса стабилизатора по его площади: А — два лонжерона с фанерными облегченными нервюрами и плотной обтяжкой из папиросной бумаги; Б — два лонжерона облегченной конструкции; В — один лонжерон с необлегченными, часто расположенными нервюрами (40—50 мм); Г — один лонжерон с фанерными облегченными нервюрами или нервюрами из сосновых реек, расположенными редко (70—80 мм) и обтяжкой из конденсаторной бумаги

и стабилизатора. Пунктирная наклонная прямая соответствует среднему значению веса конструкции.

При предварительном проектировании модели рекомендуется пользоваться пунктирными прямыми. Найдя на горизонтальной оси площадь крыла или стабилизатора, нужно восстановить перпендикуляр до пересечения с наклонной пунктирной прямой, а из полученной точки пересечения провести прямую влево до вертикальной оси графика, на которой и найдем интересующий нас вес крыла или стабилизатора.

Чтобы определить вес, который необходим для фюзеляжа, надо сумму веса крыла и стабилизатора вычесть из полного веса модели:  $G_{\text{ф}} = G - (G_{\text{кр}} + G_{\text{ст}})$ .

Для нашей модели планера вес фюзеляжа будет равен

$$G_{\text{ф}} = 415 - (170 + 30) = 215 \text{ г.}$$

Нам необходимо выбрать такую конструкцию фюзеляжа, чтобы уложиться в требуемый вес. На рис. 85 по-

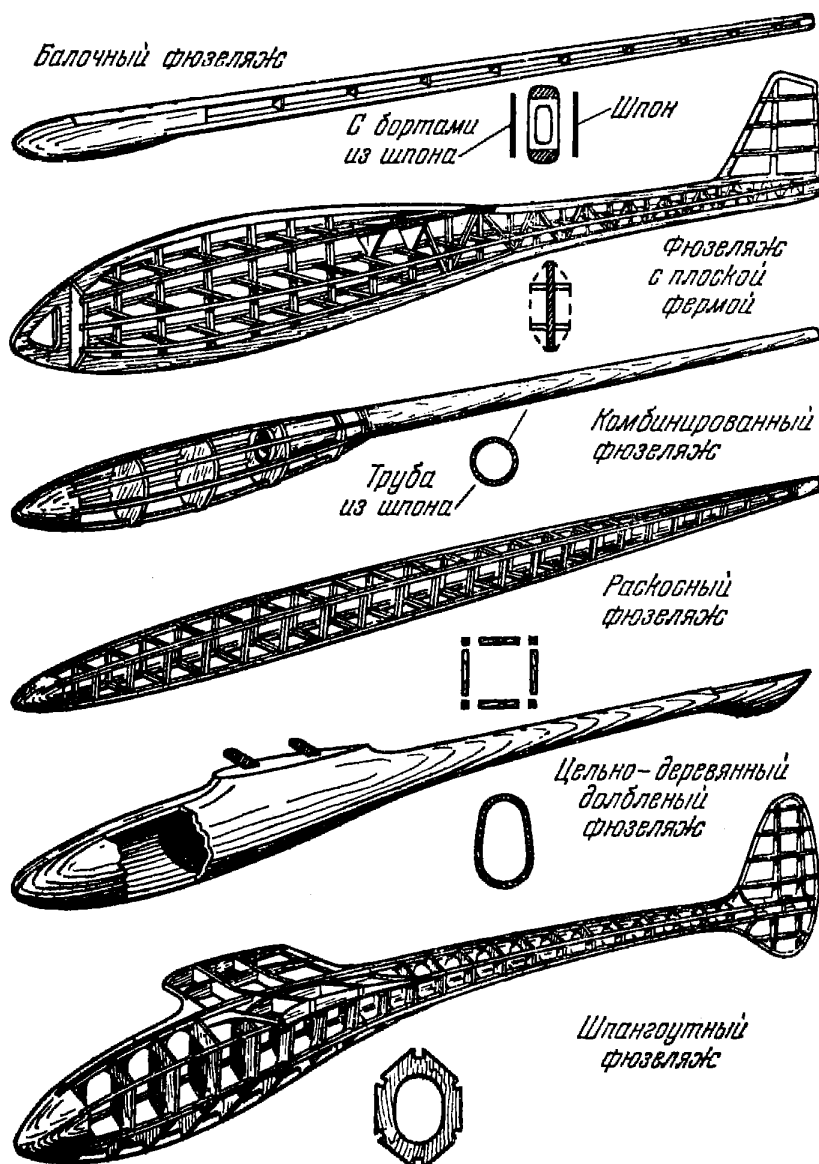


Рис. 85. Разные конструкции фюзеляжей моделей планеров

казаны разные конструкции фюзеляжей, из которых выбираем наиболее подходящую для нашей модели. Затем вычерчиваем вид фюзеляжа сбоку в натуральную величину. На чертеже необходимо изобразить конструкцию и составить список размеров основных деталей фюзеляжа. В списке указывается, какого сечения и какой длины должны быть сосновые рейки, ширина и суммарная длина стенок фанерных шпангоутов (если конструкция фюзеляжа не раскосная, а шпангоутная). По всем этим данным, пользуясь графиками, приведенными на рис. 86, 87 и 88, надо подсчитать веса сосновых реек, фанерных шпангоутов и проволоки.

На вертикальной оси графика (см. рис. 86) находим длину рейки в мм. Из точки, соответствующей заданной длине рейки, проводим горизонтальную линию до пересечения с той из наклонных прямых, около которой по-

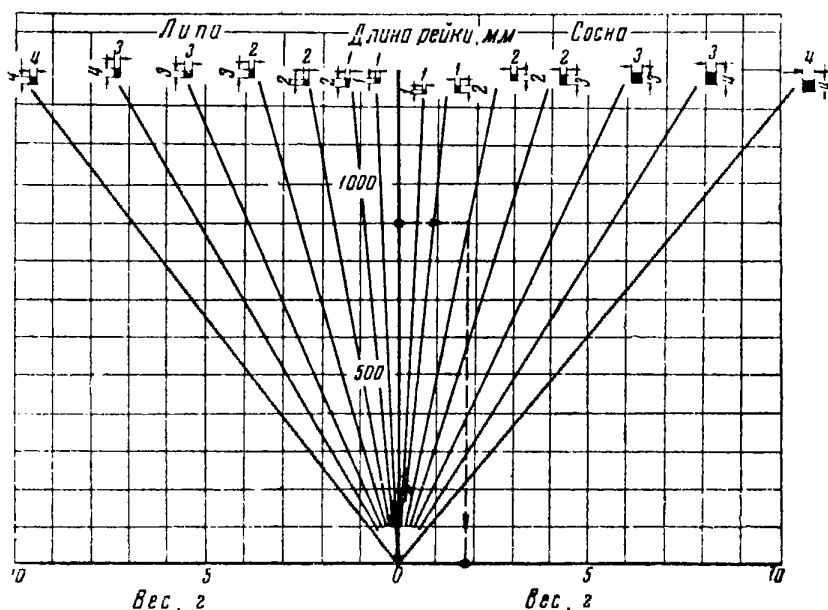


Рис. 86. График для определения веса реек

мечено сечение рейки. Из точки пересечения опускаем перпендикуляр вниз, где и находим вес рейки в г.

Чтобы найти суммарную длину фанерной ленты шпангоутов, из точки на вертикальной оси графика (см. рис. 87) проводим горизонтальную линию до пересечения с той из наклонных прямых, около которой помечена

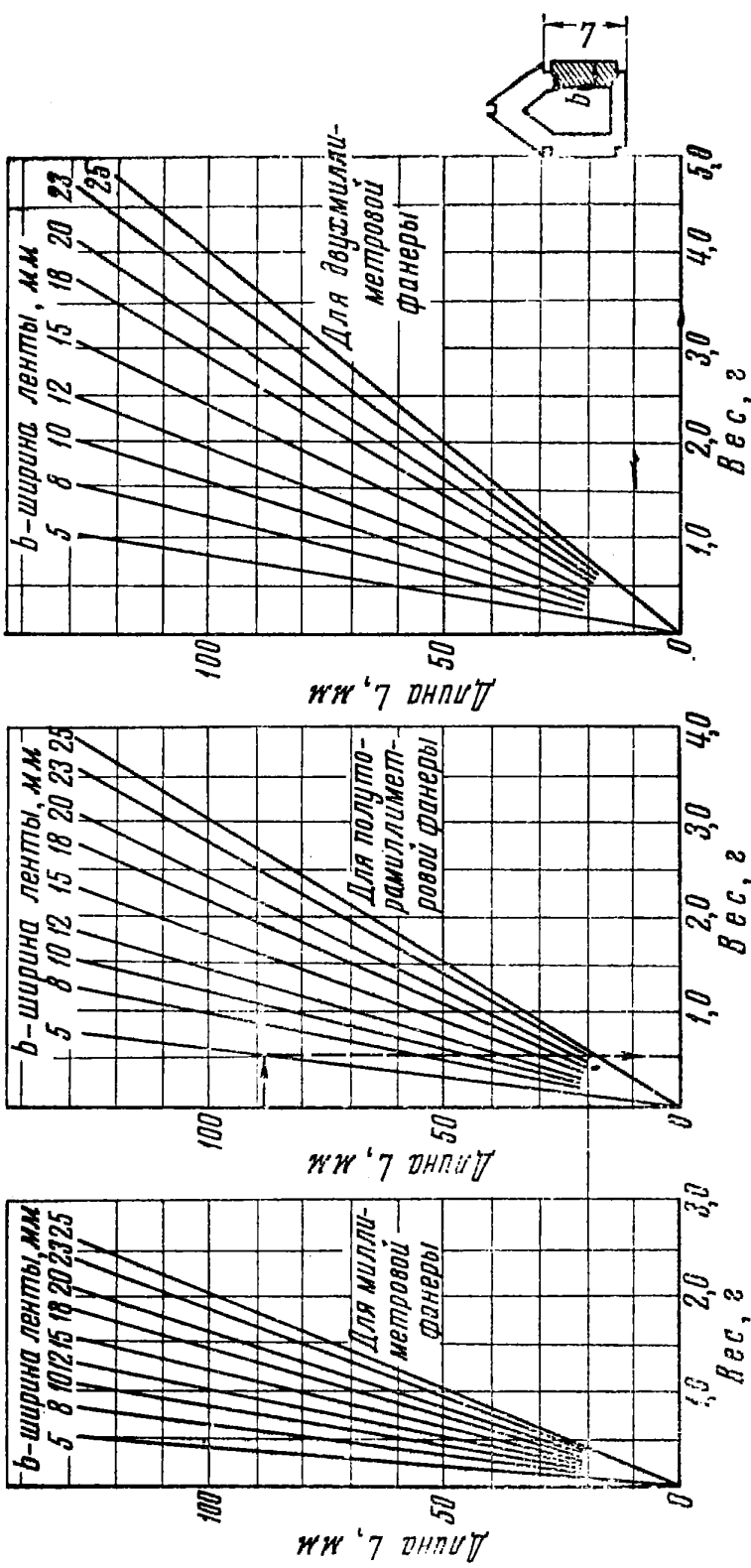


Рис. 87. График для определения веса шангоутов

ширина данной ленты в мм и толщина фанеры в мм. Из полученной точки пересечения опускаем перпендикуляр книзу на горизонтальную ось, на которой и находим вес фанерной ленты шпангоутов в г.

На вертикальной оси графика (см. рис. 88) находим суммарную длину проволоки, примененной на модели.

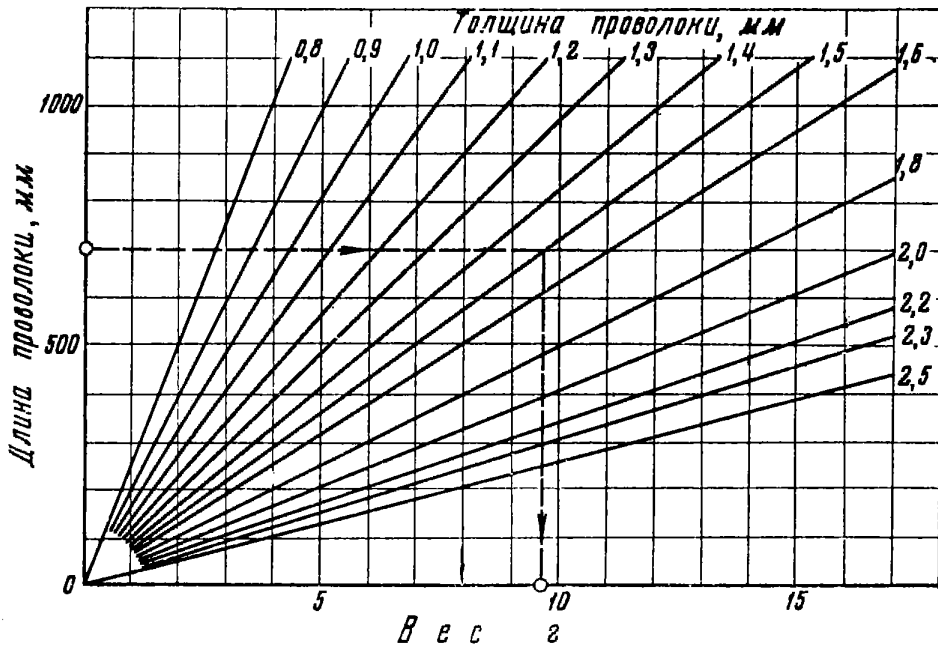


Рис. 88. График для определения веса стальной проволоки по ее длине и толщине

Из точки, соответствующей суммарной длине, проводим горизонтальную прямую до пересечения с той наклонной прямой, около которой помечена толщина нашей проволоки. Из полученной точки пересечения опускаем перпендикуляр на горизонтальную ось, где и получаем вес проволоки.

В том случае, если в конструкции фюзеляжа применена фанера, картон, жесть или дюралюминий, необходимо подсчитать общую площадь, которую занимает этот листовый материал, и по графикам, приведенным на рис. 89 и 90, определить его вес.

На вертикальной оси графика (см. рис. 89) находим площадь развертки детали. Из полученной точки проводим горизонтальную прямую до пересечения с той из на-



клонных прямых, около которой помечена толщина материала и название материала. Из полученной точки пересечения опускаем перпендикуляр и на горизонтальной оси находим вес развертки детали.

Способ пользования графиком рис. 90 такой же, как и графиком рис. 89. По осям *A* и *B* определяют вес шпо-

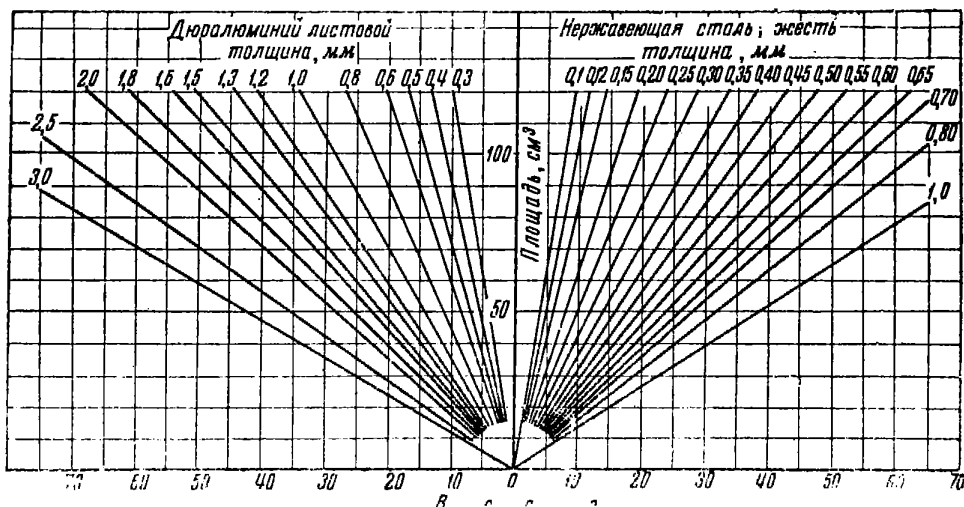


Рис. 89. График для определения веса деталей, изготовленных из листового алюминия, нержавеющей стали, жести или из дюралюминия

на и фанеры, по осям *B* и *Г* — вес картона и ватмана, по осям *Б* и *В* — вес целлулоида и плексигласа.

Для приближенного определения веса носовой бобышки, вырезанной из липы, служит график, приведенный на рис. 92. Для пользования этим графиком необходимо мысленно описать вокруг носовой бобышки усеченную пирамиду и подсчитать площадь верхнего и нижнего ее оснований в  $см^2$ . Кроме того, надо знать длину бобышки  $h$  в  $см$ . На оси *F* находим площадь большего основания бобышки  $F$  в  $см^2$ , из полученной точки восстанавливаем перпендикуляр до пересечения с той из кривых, около которой помечена площадь меньшего основания в  $см^2$  бобышки. Из полученной точки пересечения проводим прямую слева направо до пересечения с той из наклонных прямых, расположенных справа, около которых помечена длина бобышки  $h$  в  $см$ . Далее из точки пересечения проводим прямую вниз до пересечения с той из наклонных прямых, расположенных снизу, около которой нари-

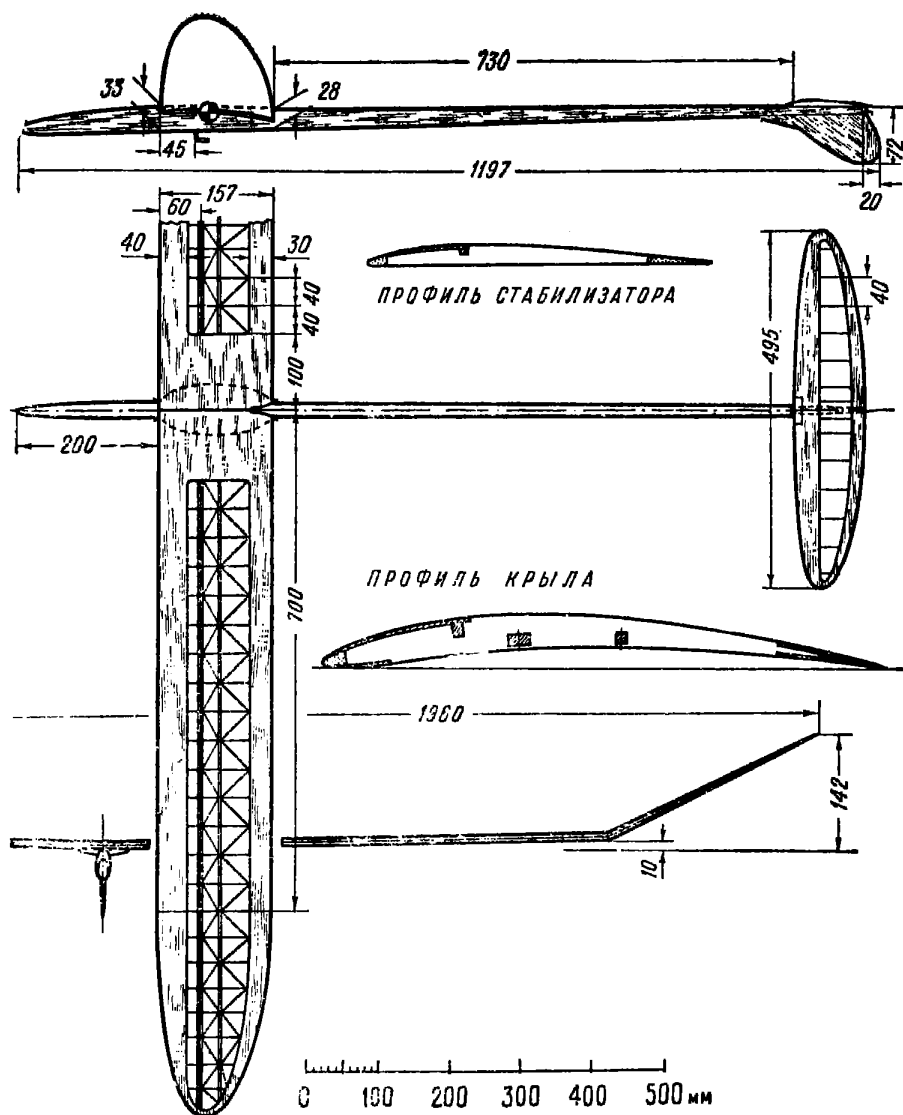


Рис. 91. Модель планера класса А-2 А. Бабица (Югославия). В 1957 г. модель заняла первое место на международном авиамодельном чемпионате, показав продолжительность в пяти полетах 900 сек. Площадь крыла  $28,8 \text{ дм}^2$ ; площадь стабилизатора  $3,68 \text{ дм}^2$

сована примерная форма выемки внутри бобышки. Из полученной точки пересечения проводим прямую справа налево и на нижней вертикальной оси находим вес бобышки в граммах.

В качестве примера на рис. 92 определен вес бобышки модели рекордного планера, имеющей  $F=45 \text{ см}^2$ ,  $f=6,4 \text{ см}^2$ ,  $h=7 \text{ см}$ . Вес для этой бобышки равен 14 г.

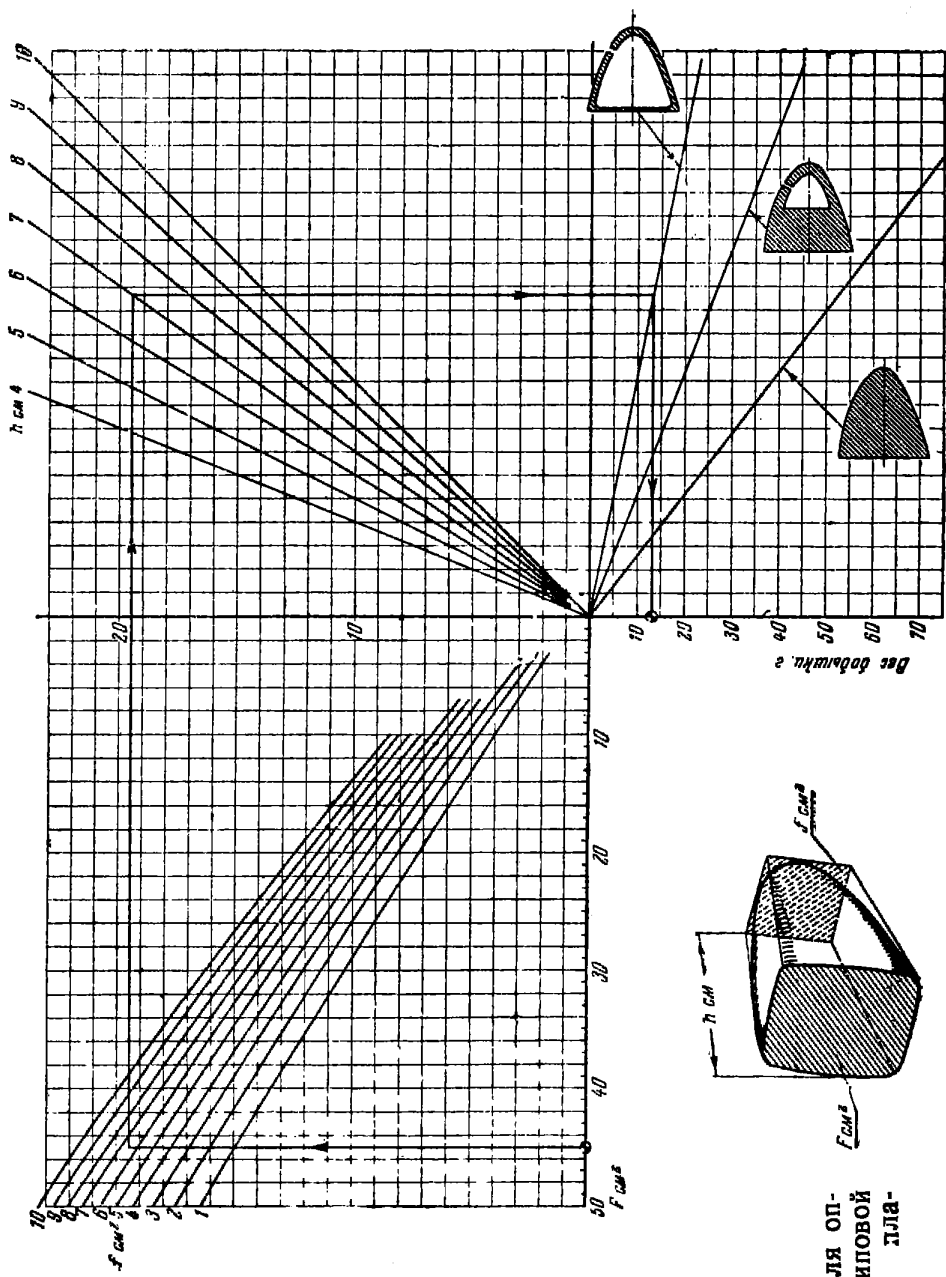


Рис. 92. График для определения веса липовой бобышки модели лланера

Для того чтобы определить вес бумажной обтяжки фюзеляжа, необходимо определить площадь поверхности фюзеляжа, обтягиваемую бумагой, в  $см^2$ . Зная площадь обтяжки, сорт бумаги и способ ее покрытия, мы сможем по таблице в приложении 6 определить полный вес обтяжки. Все подсчеты весов отдельных частей фюзеляжа следует свести в таблицу.

По этой таблице подсчитываем суммарный вес фюзеляжа и прибавляем еще 10% от этого суммарного веса на вес клея и мелких неучтенных деталей. Вес конструкции фюзеляжа не должен быть больше 45—50% от того полного веса фюзеляжа, который нами был определен раньше. Половину, а иногда и больше от этого веса должен составлять вес дополнительной загрузки, которая располагается обычно в носовой бобышке и в центре тяжести модели.

Значения расчетных весов отдельных частей модели надо свести в таблицу, которая называется «весовым журналом модели». Такой «весовой журнал» должен быть заранее заготовлен моделистом до постройки модели.

В него включаются расчетные значения весов отдельных частей модели, а также оставляется графа для фактических весов деталей, определяемых по взвешиванию до обтяжки и после обтяжки.

После того как веса отдельных частей модели рассчитаны, необходимо в процессе ее изготовления строго следить за тем, чтобы фактический вес, определяемый на весах, не превосходил расчетный. Для этого нужно иметь весы. Простейшие самодельные весы, предназначенные для этой цели, изображены в приложении 2.

## 6. РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ

Зная вес каждой части модели, необходимо определить, где расположен ее центр тяжести.

Центр тяжести модели — это точка приложения равнодействующей ряда параллельных сил, каждая из которых представляет собой вес отдельной части модели (рис. 93).

Точка приложения равнодействующей определится, если сумму моментов этих сил разделить на сумму сил. Моменты сил удобнее всего брать относительно какой-либо характерной точки, например носика фюзеляжа.

Положение центра тяжести модели будет определяться координатой  $X_{ц.т}$ , которая отсчитывается от этой же точки (рис. 93).

$$X_{ц.т} = \frac{G_1 \cdot X_1 + G_2 \cdot X_2 + G_3 \cdot X_3}{G_1 + G_2 + G_3}. \quad (49)$$

Для того чтобы определить местоположение центра тяжести модели по высоте, надо представить себе мо-

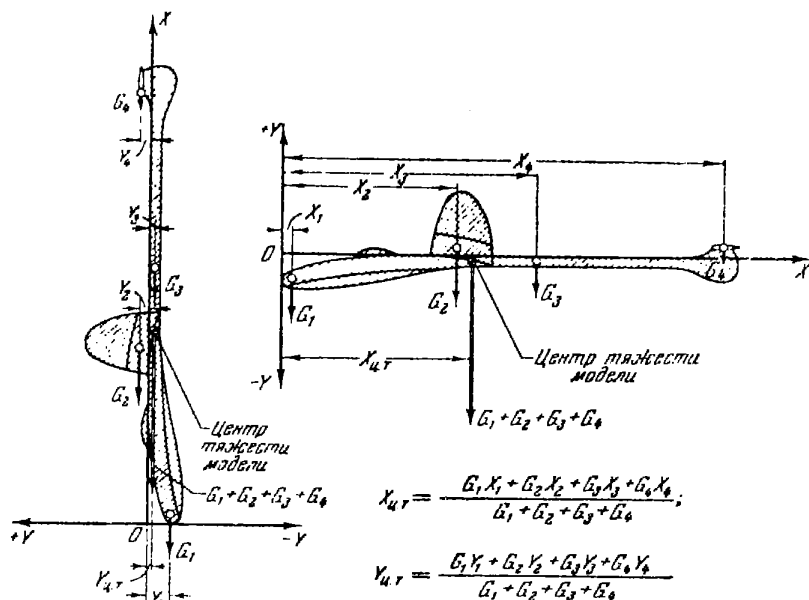


Рис. 93. Схема расчета расположения центра тяжести модели вдоль оси X и оси Y

дель, поставленную вертикально. При этом те же веса  $G_1, G_2$  и  $G_3$  образуют параллельные силы, однако расстояния между ними и осью будут не  $X_1, X_2$  и  $X_3$ , а соответственно  $Y_1, Y_2$  и  $Y_3$ .

При определении местоположения центра тяжести модели по высоте за характерную ось, относительно которой измеряются расстояния  $Y_1, Y_2$  и  $Y_3$ , принимается обычно продольная ось фюзеляжа. Расстояние  $Y$  имеет свой знак: если деталь расположена выше продольной оси фюзеляжа, то  $Y$  имеет знак плюс (+), если деталь расположена ниже оси фюзеляжа, то  $Y$  имеет знак минус (-).

Расположение центра тяжести модели по высоте, по-

лученное в результате расчета, будет отсчитываться от продольной оси фюзеляжа (рис. 93):

$$Y_{ц.т.} = \frac{G_1 \cdot Y_1 + G_2 \cdot Y_2 + G_3 \cdot Y_3}{G_1 + G_2 + G_3} \quad (50)$$

Для того чтобы определить местоположение центра тяжести модели, необходимо разместить центры тяжести для каждой части модели. Это надо производить по следующим правилам:

- а) Центр тяжести крыла находится на 40% средней аэродинамической хорды крыла.
- б) Центр тяжести фюзеляжа без носовой загрузки находится на 45% длины фюзеляжа.
- в) Центр тяжести киля находится на 40% его средней хорды.
- г) Центр тяжести стабилизатора находится на 50% от хорды.
- д) Центр тяжести стоек находится на 50% их длины.
- е) Центр тяжести колес находится на их оси вращения.

На рис. 94 дана таблица расположения центра тяжести частей модели.

№ п/п	Наименование детали	Схема расположения центра тяжести детали модели
1	Крыло	<p>в.а. - Средняя аэродинамическая хорда крыла</p>
2	Фюзеляж	<p>Lф. - Длина фюзеляжа</p>
3	Стабилизатор	<p>в.г.о. - Средняя хорда стабилизатора</p>
4	Загрузка	<p>h - Длина бобышки</p>
5	Колесо	

Рис. 94. Таблица расположения центра тяжести частей моделей планеров

Расположение центра тяжести отдельных частей модели надо размечать, пользуясь чертежом бокового вида модели, выполненным в натуральную величину. После этого можно приступить к определению местоположения центра тяжести модели.

На рис. 95 приведена примерная таблица для определения положения центра тяжести модели по горизонтальной и вертикальной линиям.

$$X_{ц.т} = \frac{143590}{415} = 346 \text{ мм},$$

$$Y_{ц.т} = \frac{-1970}{415} = -4,8 \text{ мм}.$$

После того как моделист определит положение центра тяжести, необходимо найти центровку. Для этого нужно нанести на боковом виде модели среднюю аэродинамическую хорду крыла. На эту хорду или на ее продолжение

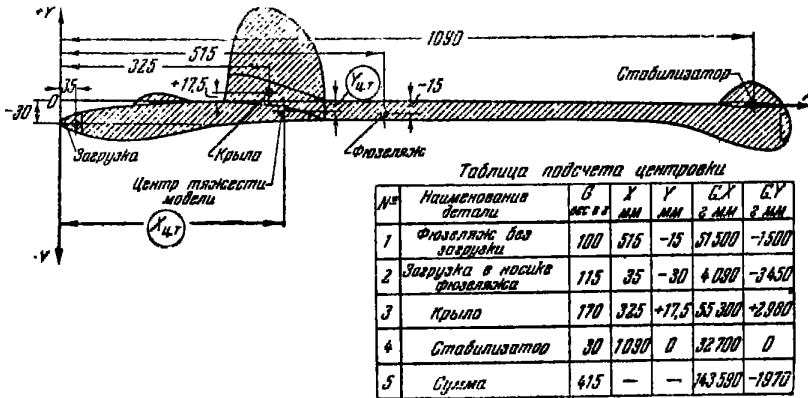


Рис. 95. Примерная таблица расчета расположения центра тяжести модели

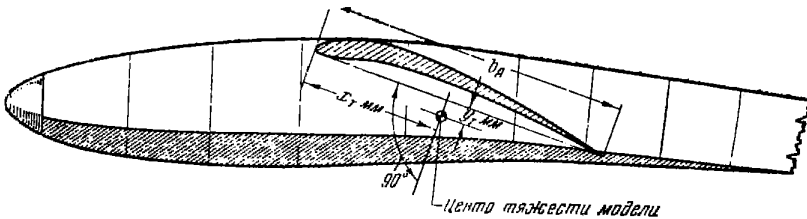


Рис. 96. Схема расположения центра тяжести модели относительно средней аэродинамической хорды крыла (центровка модели)

надо опустить перпендикуляр из центра тяжести модели (рис. 96) и измерить расстояния  $X_T$  и  $Y_T$ .

Разделив их на длину средней аэродинамической хорды крыла, получим центровку:

$$\bar{X}_T = \frac{X_T}{b_A} \text{ и}$$

$$\bar{Y}_T = \frac{Y_T}{b_A}.$$

Эти значения  $\bar{X}_T$  и  $\bar{Y}_T$  и надо вводить в расчеты устойчивости модели. Центровка по высоте  $\bar{Y}_T$  имеет свой знак. Если центр тяжести модели лежит ниже средней аэродинамической хорды, то  $\bar{Y}_T$  имеет знак минус (—), если центр тяжести модели расположен выше средней хорды, то  $\bar{Y}_T$  имеет знак плюс (+).

Если в результате расчета получим, что центровка по хорде  $\bar{X}_T$  не укладывается в тот диапазон, который нам задан, то, меняя расположение и величину загрузки в носовой части фюзеляжа, всегда сможем подогнать центровку до нужной величины.



---

---

## Глава четвертая

### ПОРЯДОК ПРОЕКТИРОВАНИЯ МОДЕЛИ ПЛАНЕРА

В главах I—III были изложены основы теории полета модели планера и способы расчета ее основных размеров и летных данных.

Теперь расскажем о порядке проектирования модели планера.

#### 1. ВЫБОР ТИПА МОДЕЛИ, СХЕМЫ МОДЕЛИ, ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗМАХА И ПЛОЩАДИ КРЫЛА

В первую очередь необходимо выбрать тип модели. Существует три основных типа:

1) Модели планеров простейшего типа — учебные международного класса А-1, предназначенные для внутриклубных и кружковых соревнований.

2) Спортивные модели планеров также международного класса А-2, предназначенные для запуска на всесоюзных и международных соревнованиях, на которых проводится оценка достижений по очковой системе.

По правилам международных и всесоюзных соревнований каждая секунда полета дает одно очко. Учитываемое время полета — не более 3 мин. Число полетов — 5. Возможный максимум очков — 900.

3) Рекордные модели планеров, предназначенные для установления рекордных достижений по продолжительности и дальности полета.

Весовые и конструктивные ограничения моделей планеров следующие:

— для класса А-1 — общая несущая поверхность (крыло и стабилизатор) 17—18  $дм^2$ , минимальный вес 220 г;

— для класса А-2 — общая несущая поверхность 32—34  $\text{дм}^2$ , минимальный вес 410 г;

— для моделей планеров рекордного типа — максимальная несущая поверхность крыла и стабилизатора 150  $\text{дм}^2$ , минимальная нагрузка на общую несущую поверхность крыла и стабилизатора 12  $\text{г/дм}^2$  и максимальный вес 5000 г.

Для моделей планеров всех трех классов не существует ограничений по миделю фюзеляжа. Однако мидель фюзеляжа рекомендуется делать не менее  $1/250$  от полной несущей поверхности, тогда модели получаются похожими на полноразмерный планер.

Длина леера установлена: для моделей планеров классов А-1 и А-2—50 м с вытяжкой не более 7,5 м; для моделей рекордного типа—100 м с вытяжкой не более 15 м; для радиоуправляемых — 200 м.

Так как модели планеров всех трех классов предназначены для парения, то нагрузка на крыло у них должна быть минимальная для обеспечения наименьшей скорости снижения. Поэтому как для рекордных моделей планеров, так и для моделей классов А-1 и А-2 нагрузка на суммарную площадь крыла и стабилизатора не должна быть больше 12,2—13,0  $\text{г/дм}^2$  (в среднем 12,4  $\text{г/дм}^2$ ).

Поставим перед собой задачу спроектировать модель планера класса А-2. Вначале следует выбрать суммарную площадь крыла и стабилизатора. Примем ее равной 33,5  $\text{дм}^2$ .

Площадь крыла обычно составляет 75—89% от суммарной площади. Для нашей модели примем 82% от суммарной площади.

$$S_{\text{кр}} = 0,82 \cdot 33,5 = 27,5 \text{ дм}^2.$$

Тогда площадь стабилизатора составит величину:

$$S_{\text{ст}} = 33,5 - 27,5 = 6,0 \text{ дм}^2.$$

У рекордных моделей планеров и у моделей класса А-2 разница по существу только в размахе крыла: у первых он колеблется от 2000 мм до 3500 мм (более 3500 мм делать не следует, так как запуск становится затруднительным, а модель оказывается менее прочной), у вторых он колеблется в пределах 1500—2000 мм. Модели класса А-1 имеют размах крыла в пределах 1100—1250 мм.

Для проектируемой нами модели класса А-2 выберем  $l'_{\text{кр}} = 1900$  мм. Фактический размах крыла за счет попе-

речного  $V$  будет примерно на 3% меньше, т. е. равен:

$$l_{кр} = 0,97l'_{кр},$$

или в числах

$$l_{кр} = 0,97 \cdot 1900 = 1840 \text{ мм.}$$

При проектировании новой модели начинающему моделисту следует выбрать себе прототип — одну из хорошо летавших моделей и стараться использовать ее в качестве образца для проектируемой модели. На рис. 91, 97, 98, 99, 100, 101, 102 и 103 приведены несколько хорошо летавших моделей планеров разных типов.

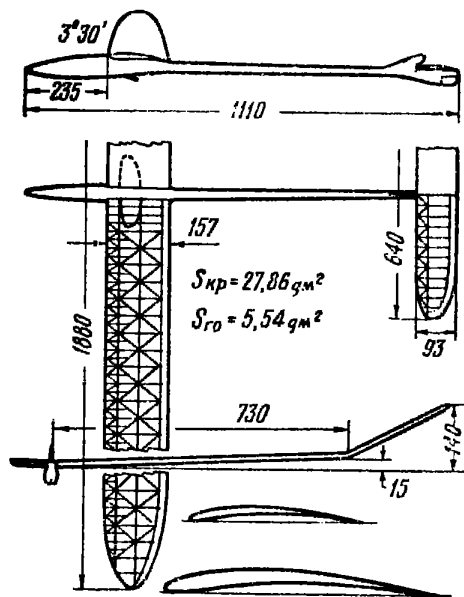


Рис. 97. Модель планера класса А-2 В. Шпулак (Чехословакия) — победителя чемпионата стран народной демократии в 1956 г. Время пяти полетов:  $162+154+176+180+177=849$  сек. Вес модели 440 г

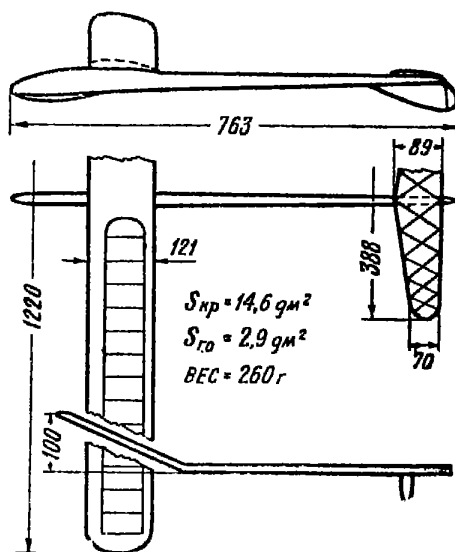


Рис. 98. Модель планера класса А-1 А. Ортоффа (ФРГ) 1955 г.

Суммарное время четырех полетов — 592 сек.

У модели планера любого типа крыло обычно располагается непосредственно на фюзеляже. Иногда для улучшения боковой устойчивости модели непосредственно после отцепки от леера крыло помещают на пилоне над фюзеляжем. Такая схема модели называется «парасоль»<sup>1</sup>.

<sup>1</sup> «Парасоль» — это французское слово, которое означает в переводе на русский язык «зонтик».

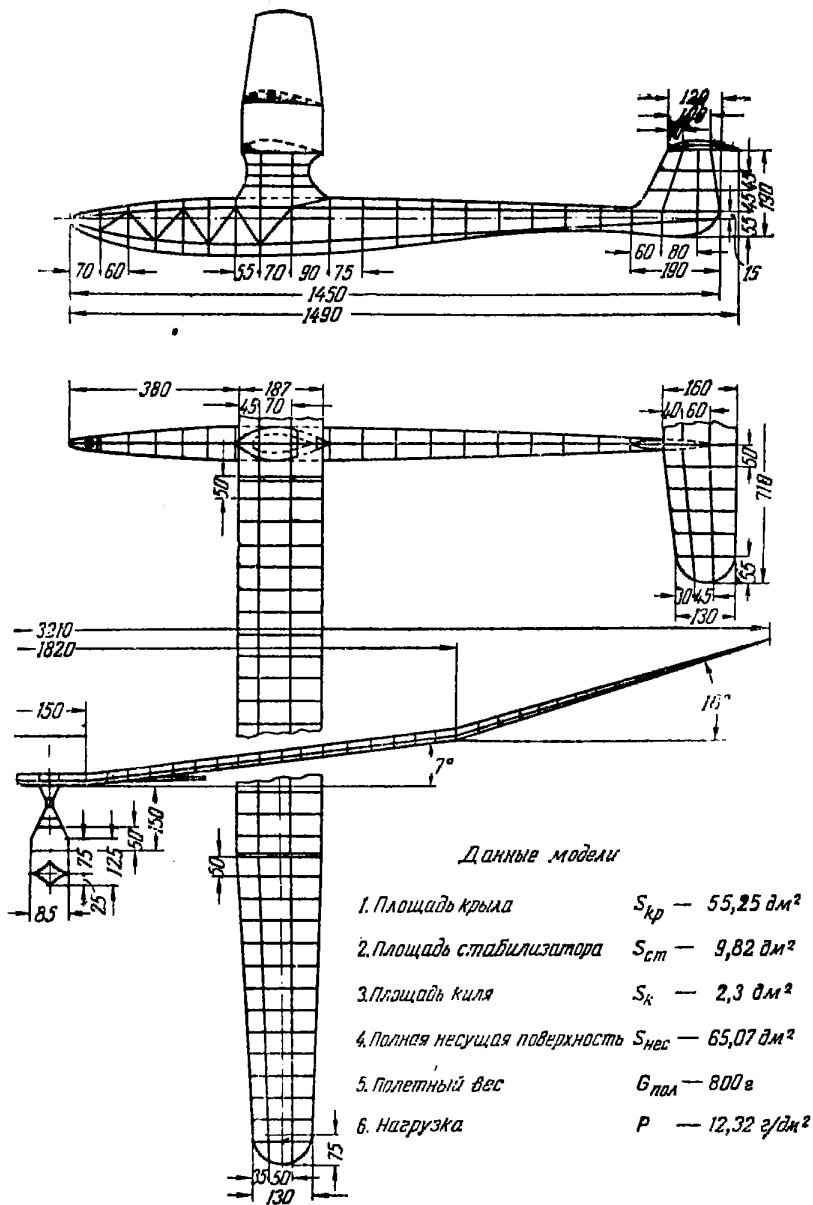


Рис. 99. Рекордная модель планера С. Айнадинова (СССР).  
 В июле 1951 г. модель продержалась в воздухе 3 часа 18 мин.

Высоту пилонa следует принимать равной 0,30 — 0,70 от хорды крыла.

Для нашей модели мы примем положение крыла непосредственно на фюзеляже.

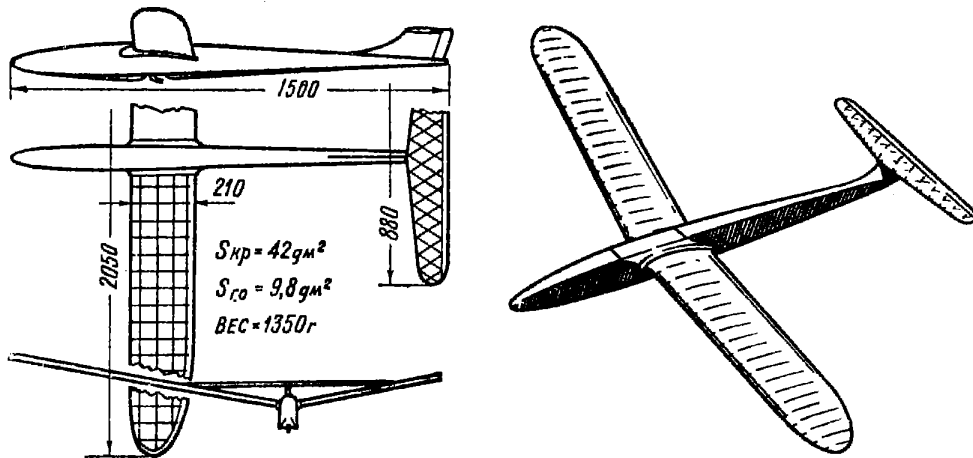


Рис. 100. Радиоуправляемая модель планера Ф. Бейтвайта (Нов. Зеландия).  
В 1956 г. модель летала 7 час. 37 мин.

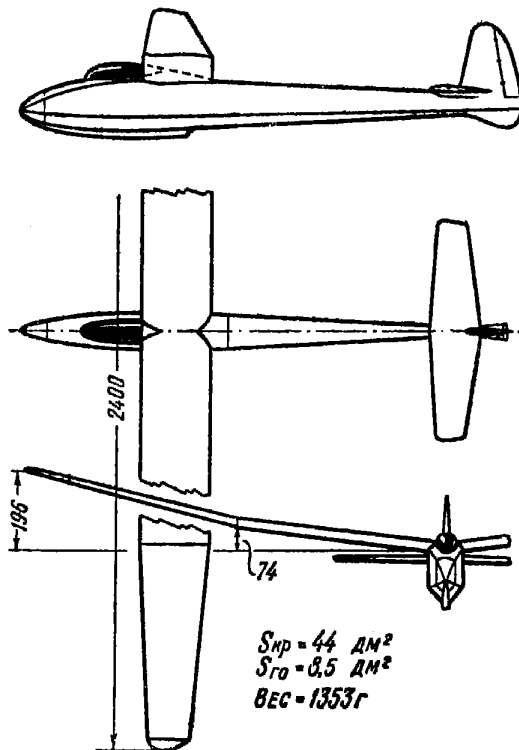


Рис. 101. Радиоуправляемая модель планера Р. Шэза и Р. Кона (США).  
7 июля 1956 г. модель установила мировой рекорд продолжительности полета, пролетев 8 час. 34 мин.

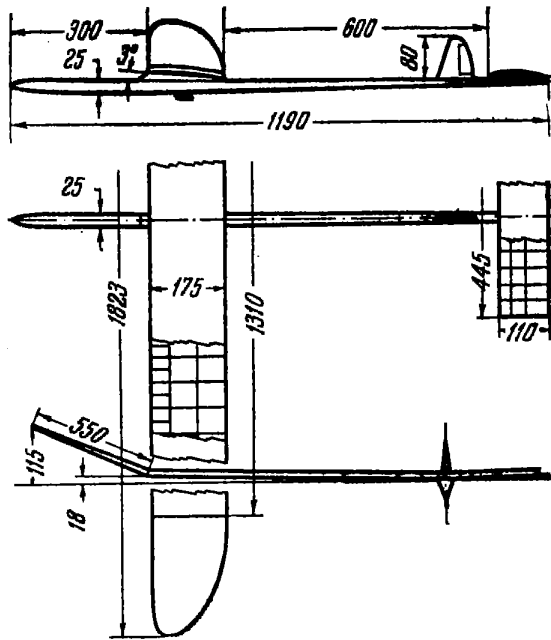


Рис. 102. Модель планера класса А-2 Ю. Соколова (СССР).

В 1955 г. модель заняла 1-е место на авиамodelьных состязаниях скандинавских стран в Финляндии, показав продолжительность за пять полетов 711,1 сек. Такая же модель Ю. Соколова на всесоюзных состязаниях 1956 г. заняла 3-е место, показав продолжительность за пять полетов 797 сек.

## 2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ УДЛИНЕНИЯ КРЫЛА

У нашей модели удлинение крыла равно:

$$\lambda_{\text{кр}} = \frac{l_{\text{кр}}^2}{S_{\text{кр}}} = \frac{18,40^2}{27,5} = 12,3.$$

Для моделей планеров классов А-1 и А-2 удлинение крыла должно быть в диапазоне 9—14, а для рекордных моделей 12—18.

Форму крыла в плане следует выбирать в виде прямоугольника с закруглениями на конце. Для нашей модели эти закругления примем эллиптическими.

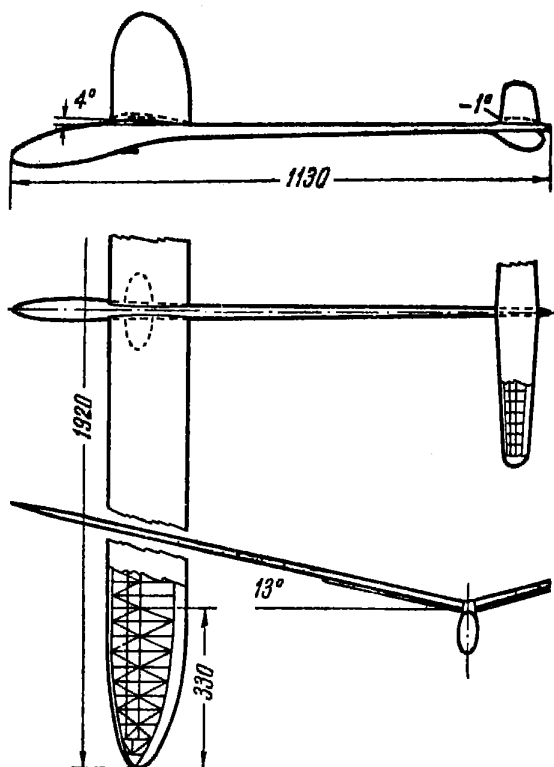


Рис. 103. Модель планера класса А-2 Р. Линднера (ФРГ).

В 1955 г. модель заняла 1-е место на международном авиамodelьном чемпионате, показав продолжительность в пяти полетах  $180 + 180 + 180 + 180 + 166 = 886$  сек. Полетный вес модели 479 г; площадь крыла —  $29,25 \text{ дм}^2$ ; центр тяжести на 56% хорды

### 3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДЛИНЫ ХОРДЫ КРЫЛА

Хорда крыла в центре, для крыла постоянной ширины и с закруглениями по концам, определяется по формуле

$$b_0 = \frac{S_{\text{кр}}}{l_{\text{кр}} \cdot 0,94} \quad (51)$$

В эту формулу  $S_{\text{кр}}$  и  $l_{\text{кр}}$  подставляются в  $\text{дм}$ ; поэтому  $b_0$  получается также в  $\text{дм}$ . Для нашей модели получим:

$$b_0 = \frac{27,5}{18,4 \cdot 0,94} = 1,60 \text{ дм.}$$

#### 4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПЛОЩАДИ И УДЛИНЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРА

Площадь стабилизатора должна быть порядка 15—21% от суммарной площади крыла и стабилизатора. Удлинение стабилизатора должно быть в пределах  $\lambda_{г.о} = 4—7$ . Для нашей модели мы уже определили площадь стабилизатора:

$$S_{г.о} = 6,0 \text{ дм}^2.$$

Удлинение стабилизатора выбираем  $\lambda_{г.о} = 6$ , откуда определяем размах стабилизатора  $l_{г.о} = 6 \text{ дм}$ .

Считаем, что стабилизатор у нас прямоугольной формы в плане, тогда хорда его будет равна

$$l_{г.о} = \frac{S_{г.о}}{l_{г.о}} = \frac{6}{6} = 1 \text{ дм}.$$

#### 5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПЛОЩАДИ И УДЛИНЕНИЯ КИЛЯ

Площадь киля берут 2,5—5% площади крыла<sup>1</sup>, удлинение 1,0—1,8. Для нашей модели планера выбираем площадь киля:

$$S_{в.о} = 27,5 \cdot 0,04 = 1,0 \text{ дм}^2.$$

Задаемся удлинением киля  $\lambda_{в.о} = 1,0$  и находим высоту киля, зная его площадь и удлинение  $\lambda_{в.о} = 1 \text{ дм}$ .

Чтобы улучшить работу киля при полете модели на леере, киль располагаем под стабилизатором.

#### 6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДЛИНЫ МОДЕЛИ И МИДЕЛЕВОЙ ПЛОЩАДИ ФЮЗЕЛЯЖА

Полную длину модели можно определять по статистической формуле

$$L = C \cdot b_0 + 0,63 b_{ст}, \quad (52)$$

где  $b_0$  — центральная хорда крыла;

$b_{ст}$  — средняя хорда стабилизатора;

$C$  — коэффициент, меняющийся от 5,7 до 8,2.

Среднее значение этого коэффициента для моделей планеров класса А-1 равно 6,0, а для А-2 равно 6,9.

<sup>1</sup> При наличии у стабилизатора поперечного V (см. рис. 103) в площадь киля надо включить проекцию на вертикальную плоскость половины стабилизатора.



Для нашей модели полная длина получится:

$$L = 6,9 \cdot 160 + 0,63 \cdot 100 = 1163 \text{ мм.}$$

Площадь миделевого сечения фюзеляжа определяется по формуле

$$S_{\text{мид}} = \frac{27,5 + 6,0}{250} = 0,135 \text{ дм}^2.$$

Форму миделевого сечения фюзеляжа выбираем по рис. 104.

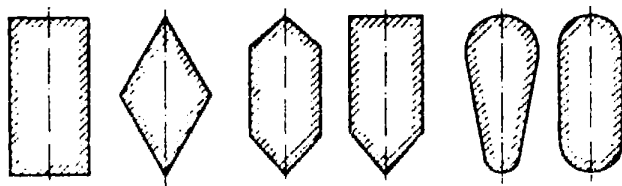


Рис. 104. Формы миделей фюзеляжей моделей планеров

При выборе формы сечения фюзеляжа следует иметь в виду, что более сложные, плавные формы сечений фюзеляжа вызывают значительное утяжеление веса конструкции и влекут за собой большие трудности при изготовлении. Поэтому рекомендуется выбирать сечения фюзеляжа в виде прямоугольника или симметричного, вытянутого в высоту пяти- или шестиугольника.

Выбранная нами форма приведена на рис. 32.

## 7. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛЕТНОГО ВЕСА МОДЕЛИ

Для определения полетного веса модели в граммах следует полную площадь крыла и стабилизатора помножить на принятую для модели нагрузку веса на сумму площадей крыла и стабилизатора.

Средняя величина нагрузки для моделей планеров, как было уже упомянуто, составляет величину  $12,4 \text{ г/дм}^2$ . Поэтому полетный вес нашей модели равен:

$$G = (27,5 + 6,0) \cdot 12,4 = 415 \text{ г.}$$

Вес этот не превосходит указанного выше предела для моделей планеров класса А-2.

## 8. ВЫБОР ПРОФИЛЯ КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ

Профиль крыла выбирается по указаниям, которые имеются в приложении 1. Для моделей планеров класса А-2 рекомендуются профили MVA-123, G-342, G-123, NASA-4409, K-2. Все эти профили рекомендуется применять с турбулизатором.

Для моделей планеров рекордного класса следует выбирать профили MVA-301, RAF-32, NASA-6412 и G-301 также с турбулизатором.

При выборе профиля надо иметь в виду, что в приложении 1 приведены результаты их испытаний при определенных числах  $Re$ . Для тонких ( $\bar{c} = 8\%$  и меньше) и изогнутых профилей характеристики будут верны для большого диапазона чисел  $Re$  (от 40 000 до 70 000). Профили же толщиной  $\bar{c} = 10\%$  и больше будут иметь аэродинамические характеристики, показанные в приложении 1, только при числах  $Re$ , равных или больше тех, при которых испытывался профиль крыла в аэродинамической трубе. Это относится к профилям MVA-301, RAF-32, NASA-6412 и G-301. Чтобы решить вопрос о том, подходит или нет та или иная характеристика профиля для применения его на данной модели, надо определить число  $Re$  нашей модели. Скорость полета модели, необходимую для этого, можно приблизительно найти по графику рис. 4, взяв значение  $C_y = 1,0$ . Средняя хорда равна площади крыла, деленной на его размах.

Для крыла на основании ранее приведенных выводов выбирается профиль MVA-123 с относительной толщиной  $\bar{c} = 5,4\%$ .

Для вертикального оперения моделей планеров следует применять симметричные профили: при размахе до 1800 мм — в виде плоской пластинки, но с несколько более округленным носиком; при размахе больше 1800 мм — профиль NASA-0009, пересчитанный на 6%.

Для киля нашей модели мы выбрали профиль NASA-0009—6%.

## 9. ПОСТРОЕНИЕ ПОЛЯРЫ КРЫЛА И ПОЛЯРЫ МОДЕЛИ

Пользуясь графиком профильного сопротивления выбранного профиля MVA-123 и ранее приведенными расчетами, строим полярю крыла, а затем полярю модели. Для

этого предварительно записываем следующие данные (приводим наши цифры):

Площадь крыла —  $27,5 \text{ дм}^2$ .

Миделевая площадь фюзеляжа —  $0,135 \text{ дм}^2$ .

Площадь стабилизатора —  $6,0 \text{ дм}^2$ .

Площадь киля —  $1,0 \text{ дм}^2$ .

Удлинение крыла —  $12,3$ .

Профиль крыла MVA-123.

Поляру крыла строим по рис. 30,

Профильную поляру MVA-123 берем из приложения 1, так как она получена при  $Re = 60\,000$ , которое достаточно близко к полетному  $Re$  нашей модели ( $50\,000$ ).

Поляру модели получаем, добавляя ко всем точкам поляры крыла значения  $C_{хвр}$ .

Поляра нашей модели приведена на рис. 5.

## 10. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОГО $C_y$ И ПОДСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА МОЩНОСТИ

Пользуясь таблицей приложения 3, рассчитываем (через каждые  $0,05$  по  $C_y$ ) значения коэффициента потребной мощности —  $\left(\frac{C_x}{C_y^{3/2}}\right)$  и строим кривую этого коэффициента по  $C_y$ . Это позволяет определить минимальное значение коэффициента мощности и соответствующий  $C_{y \text{ опт}}$ .

Для нашей модели  $\frac{C_x}{C_y^{3/2}} = 0,0525$ ;  $C_{y \text{ опт}} = 1,20$ .

## 11. ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТИ ПЛАНИРОВАНИЯ И ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТИ

Зная  $C_y$  и нагрузку, мы по графику, приведенному на рис. 4, определяем скорость планирования.

Для нашей модели при нагрузке на крыло  $\frac{G}{S_{кр}} = 15,1 \text{ г/дм}^2$  и  $C_{y \text{ опт}} = 1,2$  скорость планирования равна  $4,5 \text{ м/сек}$ .

Вертикальную скорость рассчитываем по формуле (12)'. Для нашей модели  $p = 15,1 \text{ г/дм}^2$ ,  $\frac{C_x}{C_y^{3/2}} = 0,0525$ , что соответствует  $V_y = 0,26 \text{ м/сек}$ .

## 12. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОГО УГЛА АТАКИ КРЫЛА

Значение этого угла атаки определяется по формуле (33)

$$\alpha^0_{кр} = \left(10 + \frac{23}{\lambda_{кр}}\right) C_y + \alpha^0_0.$$

Для нашей модели планера, у которой  $\lambda_{кр} = 12,3$  и профиль крыла MVA-123,  $\alpha_{..р} = 7,3^\circ$ .

Надо вычертить профиль центрального сечения крыла на чертеже бокового вида модели, расположив его к продольной оси фюзеляжа под углом установки, равным определенному выше углу (у нас  $7,3^\circ$ ) или на  $2-3^\circ$  меньше.

## 13. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДЛИНЫ НОСОВОЙ ЧАСТИ

Эта длина — от носика фюзеляжа до носика центрального сечения крыла — обычно равна  $18-25\%$  полной длины фюзеляжа. Для нашей модели возьмем  $22\%$  полной длины, что даст:  $L_n = 0,22 \cdot 1163 = 256$  мм.

## 14. ВЫЧЕРЧИВАНИЕ ВИДОВ МОДЕЛИ В ПЛАНЕ И СБОКУ

На листе бумаги вычерчивают в масштабе  $1:5$  виды модели в плане и сбоку.

Крыло надо чертить «в развертке», т. е. без учета поперечного V крыла. Размах такого «развернутого» крыла для нашей модели составляет  $l_{кр} = 1900$  мм. На том же чертеже помещают чертеж в плане полукрыла. На боковом виде вычерчивают профиль корневой нервюры крыла, расположив ее к оси фюзеляжа под углом, определенным ранее.

При вычерчивании стараемся получить фактически расчетную площадь крыла, стабилизатора и киля. Надо также выдержать расчетные

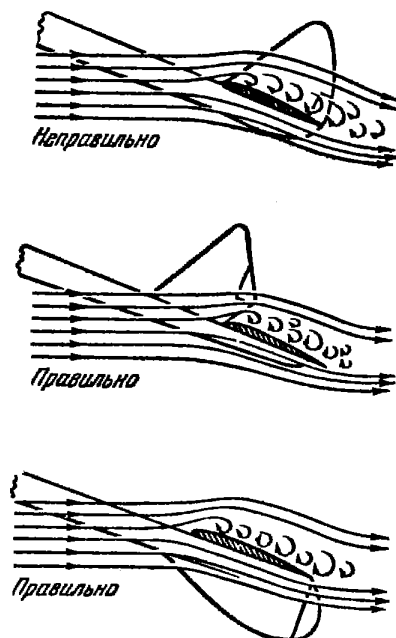


Рис. 105. Влияние взаимного расположения стабилизатора и киля на работу киля при полете на левре

значения размаха стабилизатора и высоты киля, чтобы получить расчетные удлинения.

Киль рекомендуется располагать под стабилизатором или выносить перед стабилизатором, что гарантирует его от попадания в поток, завихренный стабилизатором при запуске модели на леере (рис. 105).

При вычерчивании вида модели в плане надо стараться, чтобы расстояние между серединами хорд крыла и стабилизатора было бы в 4—6 раз больше хорды крыла, а расстояние от середины хорды крыла до середины хорды киля составляло бы 30—47% размаха крыла.

После этого подсчитываем коэффициент  $A_{г.о}$  по формуле

$$A_{г.о} = \frac{S_{г.о}L_{г.о}}{S_{вА}}$$

Он должен находиться в пределах 0,75—1,1.

Для нашей модели мы получили  $A_{г.о} = 1,0$ .

### 15. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОГО ЗНАЧЕНИЯ $B_{в.о}$ И ПЛЕЧА КИЛЯ

Для того чтобы определить плечо киля, т. е. расстояние от центра тяжести модели до киля, необходимо вначале подсчитать потребное значение коэффициента путевой устойчивости  $B_{в.о}$  по формулам (34), (35) и (36).

Задаемся  $m_y^{\beta} = -0,035$ .

Зная площади крыла и киля и размах крыла, по найденному значению  $B_{в.о}$  из формулы (36) находим и значение плеча киля  $L_{в.о} = 0,74$  м.

### 18. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОПЕРЕЧНОГО V КРЫЛА

Значение угла поперечного V крыла выбираем по рис. 60 по известному  $B_{в.о}$ .

Для нашей модели планера потребный угол поперечного V должен быть равен:

$$\psi_{кр} = 11^{\circ}.$$

Если угол поперечного V меняется по размаху, располагаем излом крыла в месте изменения формы крыла в плане.

## 17. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕЛИЧИНЫ И ПОЛОЖЕНИЯ СРЕДНЕЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ХОРДЫ (САХ)

Величина САХ определяется на чертеже крыла в плане по ранее изложенным правилам, графически (стр. 54—57). Линии надо проводить как можно точнее, применяя остро отточенный карандаш.

Найденную САХ с чертежа крыла в плане надо перенести на чертежи видов спереди и сбоку, что определит ее положение относительно других частей модели по высоте и по длине.

При вычерчивании средней аэродинамической хорды крыла на чертеже вида модели сбоку надо обращать особое внимание на то, чтобы средняя хорда была бы проведена параллельно центральной хорде крыла.

## 18. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРЕДЕЛЬНО-ПЕРЕДНЕЙ И ПРЕДЕЛЬНО-ЗАДНЕЙ ЦЕНТРОВОК МОДЕЛИ

По графику, приведенному на рис. 44, определим предельно-заднюю центровку, зная величину  $A_{г.о}$  и центровку по высоте  $\bar{Y}_T$ . Значение  $A_{г.о}$  мы определили раньше, а центровкой модели по высоте необходимо задаться. Для модели с крылом, лежащим на фюзеляже и имеющим прямое поперечное  $V$ , можно принять, что  $\bar{Y}_T = -0,50$ . Если поперечное  $V$  переменное по размаху, то можно принять  $\bar{Y}_T = -0,25$ . Для модели, у которой крыло расположено над фюзеляжем на пилоне, можно принять, что  $\bar{Y}_T = -1,0$  для прямого  $V$  и  $\bar{Y}_T = -1,25$  для поперечного  $V$ , переменного по размаху.

Значение предельно-задней центровки для  $\bar{Y}_T = -0,75$  будет равно  $X_{г.з} = 0,64$ .

По графику, приведенному на рис. 46, определим предельно-переднюю центровку. Для этого, кроме  $A_{г.о}$  и  $\bar{Y}_T$  надо еще знать величину плеча стабилизатора в долях хорды крыла  $\bar{L}_{г.о}$ .

Для нашей модели  $\bar{L}_{г.о} = 4,75$ , чему соответствует  $X_{г.п} = 0,44$ .

Тем самым определится диапазон центровок.

$\bar{X}_T = 0,44 \div 0,64$ . Его следует перенести на чертеж вида модели сбоку.

## 19. РАСЧЕТ ВЕСА ОТДЕЛЬНЫХ ЧАСТЕЙ МОДЕЛИ

Все весовые расчеты заносятся в «весовой журнал» (см. табл. 2). По графикам рис. 83 и 84, зная площади крыла и стабилизатора, определяем веса отдельных частей модели.

Для нашей модели, имеющей тонкий профиль у крыла ( $c = 6\%$ ), вес его определяется по средней наклонной прямой графика рис. 83. Для нашей модели  $G_{кр} = 170$  г и  $G_{ст} = 30$  г. Вес фюзеляжа получим, вычтя из веса модели вес крыла и стабилизатора:

$$G_{ф} = 415 - (170 + 30) = 215 \text{ г.}$$

Далее, по чертежу модели (вид сбоку) составим список отдельных деталей фюзеляжа с указанием их размеров (см. табл. 2, стр. 147, 148).

В результате приведенного весового расчета фюзеляжа определим, какая доля веса фюзеляжа может быть занята для загрузки, с помощью которой мы будем получать требуемую центровку.

Для нашей модели вес конструкции фюзеляжа получился равным  $G_{кф} = 100$  г. Раньше мы взяли полный вес фюзеляжа  $G_{ф} = 215$  г. Таким образом, вес загрузки  $G_з$  найдем, если определим разность:

$$G_з = 215 - 100 = 115 \text{ г.}$$

## 20. РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ

Этот расчет выполняется по указаниям главы III раздела 6.

Вначале в таблицу для расчета центровки вписываются веса всех частей модели, кроме веса загрузки, и определяется положение центра тяжести модели относительно носика фюзеляжа без загрузки. Для нашей модели получается:

$$X''_т = 465 \text{ мм};$$

$$Y''_т = +5,0 \text{ мм.}$$

Нанеся положение центра тяжести на вид модели сбоку, находим координаты относительно средней аэродинамической хорды ( $\bar{X}_т$  и  $\bar{Y}_т$ ) и, разделив на длину САХ, получаем центровку по САХ. Центровка у нашей модели оказывается равной:  $\bar{X}_т = 1,31$ ;  $\bar{Y}_т = +0,10$ .

## ВЕСОВОЙ ЖУРНАЛ МОДЕЛИ ПЛАНЕРА

Полный вес модели — 415 г

Вес крыла и стабилизатора

№ п/п	Наименование	Подсчет веса	Вес, г
1	Крыло	Площадь — 27,5 дм <sup>2</sup> (см. рис. 83)	170
2	Стабилизатор	Площадь — 6,0 дм <sup>2</sup> (см. рис. 84)	30
	Крыло и стабилизатор		200

Вес фюзеляжа с загрузкой равен 415—200=215 г

Вес фюзеляжа без загрузки

№ п/п	Наименование детали	Основные размеры	Материал	Подсчет веса	Вес, г
1	Стрингеры	Сечение 3 мм × 3 мм, длина 4320 мм	Сосна	4,70 × 4,32 = 20 г (см. рис. 86)	20
2	Ленты шпангоутов	Сечение 1,5 мм × 5 мм, длина 886 мм	Фанера 1,5 мм	0,5 × 10 = 5 г (см. рис. 87)	5



№	Наименование детали	Основные размеры	Материал	Подсчет веса	Вес, г
3	Сплошные шпангоуты	Площадь 18 см <sup>2</sup>	Фанера 1,5 мм	См. рис. 90	2,3
4	Обшивка хвостовой балки	Сечение 1 мм × 21 мм, длина (630 мм × 3) = 1890 мм $F = 6 \text{ см}^2$ ; $f = 3,5 \text{ см}^2$ ; $h = 6 \text{ см}$ ; долбленая	Липа, удельный вес 0,48 г/см <sup>3</sup> .	$G = V \text{ см}^3 \cdot \gamma$ ; $\gamma = 0,48 \text{ г/см}^3$ $V = 0,1 \times 2,1 \times 189 = 40 \text{ см}^3$ $G = 40 \times 0,48 = 19 \text{ г}$	19
5	Бобышка носовая	$F = 6 \text{ см}^2$ ; $f = 3,5 \text{ см}^2$ ; $h = 6 \text{ см}$ ; долбленая	Липа	См. рис. 92.	2,5
6	Крючок с креплением	Проволока $\varnothing 1 \text{ мм}$ , длиной 5 см; жесть толщиной 0,3 мм и площадью 5 см <sup>2</sup>	Проволока, жесть	См. рис. 88 и 89	3
7	Крепление крыла	Длина 180 мм, ширина в центре 60 мм, на конце — 20 мм	Дюралюминий 1,5 мм	$S_{\text{дет}} = \frac{6 + 2}{2} \cdot 18 = 72 \text{ см}^2$	31
8	Киль (наборный)	Площадь 0,8 д.м <sup>2</sup>	—	(см. рис. 89) $G_{\text{к}} = 5 \text{ г/д.м}^2$ $G_{\text{г}} = 5 \cdot 0,8 = 4 \text{ г}$	4
9	Обтяжка	Площадь 6 д.м <sup>2</sup>	Папиросная бумага, 2 раза проэмаличенная	См. приложение 6	2,1
Сумма весов деталей фюзеляжа					88,9

Полный вес фюзеляжа без загрузки равен:  $1,1 \times 88,9 \approx 100 \text{ г}$

Вес загрузки в носике фюзеляжа равен:  $215 - 100 = 115 \text{ г}$ .

Полученная центровка по оси  $x$  выходит за предельно-заднюю центровку. Ее необходимо исправить, подобрав загрузку носовой бобышки для смещения центра тяжести вперед.

Если вес требуемой загрузки выходит за допустимые пределы (у нашей модели 115 г), надо удлинить носовую часть фюзеляжа или несколько сместить крыло назад, повторив после этого расчет центровки.

Для нашей модели планера мы получили окончательно  $\bar{X}_T = 0,49$ ;  $\bar{Y}_T = -0,13$ .

## 21. РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА ПРОДОЛЬНОГО МОМЕНТА КРЫЛА

Для расчета продольной балансировки модели необходимо знать величину коэффициента продольного момента крыла. Зная центровку модели, оптимальный  $C_y$  (соответствующий  $V_{у\text{мин}}$ ) и профиль крыла, по формуле (28) или рис. 49 можно определить значение коэффициента продольного момента крыла относительно центра тяжести. Для нашей модели при  $\bar{X}_T = 0,49$ ;  $\bar{Y}_T = -0,13$ ;  $C_y = 1,20$  и профиле крыла MVA-123 значение этого коэффициента момента составляет величину:

$$m_{зкр} = +0,199.$$

## 22. РАСЧЕТ ПОТРЕБНОГО ЗНАЧЕНИЯ УГЛА АТАКИ СТАБИЛИЗАТОРА

Зная величину коэффициента продольного момента крыла  $m_{зкр}$ , коэффициент устойчивости  $A_{г.о}$  и удлинение стабилизатора  $\lambda_{г.о}$ , надо по формуле (31) определить угол атаки стабилизатора, необходимый, чтобы обеспечить продольную балансировку. Для этого можно пользоваться графиком, приведенным на рис. 50.

Для нашей модели планера при  $m_{зкр} = +0,199$ ;  $A_{г.о} = 1,0$  и  $\lambda_{г.о} = 6,0$  в результате проведенных подсчетов значение угла атаки стабилизатора равно:

$$\alpha_{г.о} = +3,0^\circ.$$

По графику рис. 50 выясняем, что горизонтальное оперение нашей модели планера должно иметь несимметричный профиль, но с небольшой вогнутостью. Выбираем профиль CLARK-Y — 6%.

## 23. РАСЧЕТ СКОСА ПОТОКА У ОПЕРЕНИЯ

Угол скоса потока  $\varepsilon^\circ$  определяется по формуле (32) по известным  $C_y$  и удлинению крыла  $\lambda_{кр}$ . Для нашей модели при  $C_y = 1,20$  и  $\lambda_{кр} = 12,3$  угол скоса потока равен:

$$\varepsilon^\circ = + 2,9^\circ.$$

## 24. ОПРЕДЕЛЕНИЕ НЕОБХОДИМОГО УГЛА УСТАНОВКИ СТАБИЛИЗАТОРА

Угол  $\varphi_{ст}^\circ$  можно найти, зная угол атаки крыла  $\alpha^\circ$  для планирования (раздел 12), угол атаки стабилизатора, нужный для продольной балансировки  $\alpha_{г.о}^\circ$  (раздел 22) и, наконец, угол скоса потока у оперения  $\varepsilon^\circ$  (раздел 23). Угол установки стабилизатора подсчитывается по формуле

$$\varphi_{г.о}^\circ = \alpha_{г.о}^\circ - \alpha_{кр}^\circ + \varepsilon^\circ.$$

Для нашей модели при  $\alpha_{кр}^\circ = 7,4^\circ$ ,  $\alpha_{г.о}^\circ = 3,0^\circ$  и  $\varepsilon = 2,9^\circ$  угол установки получается равным  $\varphi_{г.о}^\circ = -1,5^\circ$ . В случае применения несимметричного профиля стабилизатора угол  $\alpha_{г.о}^\circ$  надо отсчитывать от хорды нулевой подъемной силы, которая помечена на всех профилях, рекомендуемых для стабилизатора, в приложении 1.

## 25. ВЫБОР ПОЛОЖЕНИЯ КРЮЧКА

В соответствии со схемой, приведенной на рис. 80, выбираем положение крючка, чтобы прямая, соединяющая центр тяжести модели с крючком, образовала с вертикалью угол, равный  $20^\circ$ .

## 26. РАСЧЕТ РАЗМЕРОВ ЛОНЖЕРОНОВ КРЫЛА

Для расчета размеров лонжеронов необходимо предварительно по весу модели и размаху крыла определить величину изгибающего момента, действующего на крыло. У нашей модели  $l_{кр} = 184$  см, а вес равен  $G = 0,415$  кг. На модели применено упругое крепление крыла.

У нашей модели планера изгибающий момент равен:

$$M_{изг} = 32,10 \text{ кгсм.}$$

Все расчеты производим по указаниям главы III раздела 2.

— Ввиду того что мы применяем на крыле профиль с  $c=6\%$ , конструкцию выбираем двухлонжеронную со сплошными лонжеронами. По величине  $M_{изг}$  подсчитываем потребный момент сопротивления.

Для нашей модели получаем  $W \cong 0,050 \text{ см}^3$ .

Передний лонжерон располагаем на расстоянии 21% хорды, считая от носика, а задний — 60%. Полная высота нервюры в месте расположения переднего и заднего лонжеронов:

$$H'_1 = 0,90 \text{ см};$$

$$H'_2 = 0,80 \text{ см}.$$

Средняя высота  $H_{ср}$ :

$$H'_{1,ср} = \frac{H'_1 + H'_2}{2} = \frac{0,90 + 0,80}{2} = 0,85 \text{ см}.$$

Уменьшим эту среднюю высоту на 3 мм и получим среднюю высоту лонжеронов:

$$H_{ср} = 8,5 - 3 = 5,5 \text{ мм}.$$

Теперь, зная потребный момент сопротивления  $W = 0,05 \text{ см}^3$  и среднюю высоту лонжеронов  $H_{ср} = 0,55 \text{ см}$ , определим по графику, приведенному на рис. 68, или по формуле (43) необходимую суммарную ширину лонжеронов. Для проектируемой нами модели суммарная ширина лонжеронов равна  $b_{сум} = 1,0 \text{ см}$ .

Так как ширина получилась достаточно большой, возьмем для крыла нашей модели трехлонжеронную конструкцию. Полученную суммарную ширину лонжеронов надо разделить на три части. Два лонжерона расположим от носика на расстоянии 21% хорды, а третий лонжерон на 60% хорды. Высота лонжеронов должна быть на 3 мм меньше полной высоты нервюры в месте, где расположен лонжерон.

Таким образом, для нашей модели мы получаем следующие размеры сечений лонжеронов:

каждый передний лонжерон 6 мм × 3,5 мм;

задний лонжерон 5 мм × 3,5 мм.

## 27. ВЫБОР РАСПОЛОЖЕНИЯ НЕРВЮР И ШПАНГОУТОВ

На чертеже модели размечаем нервюры, лонжероны, раскосы и шпангоуты; нервюры на расстоянии 40—50 мм

друг от друга. Между нервюрами крыла желательно расположить промежуточные нервюры «носики».

У моделей планеров крыло рекомендуется делать с узким центропланом, наглухо связанным с фюзеляжем и отъемными консолями. В месте подхода лонжеронов крыла к фюзеляжу обязательно надо расположить шпангоуты.

В носовой части фюзеляжа (до крыла) шпангоуты должны находиться на расстоянии 50—60 мм друг от друга; за крылом это расстояние может быть увеличено до 70—75 мм. Между шпангоутами носовой части фюзеляжа следует поместить диагональные раскосы во всех плоскостях фюзеляжа.

Стабилизатор и киль моделей планеров классов А-1 и А-2 чаще всего делают однолонжеронной конструкции. У рекордных моделей планеров в случае, если оперение имеет размах, больший 600 мм, рекомендуется применять двухлонжеронную конструкцию.

## 28. КОНСТРУКЦИЯ ДЕТАЛЕЙ МОДЕЛИ

Теперь необходимо выбрать конструкцию отдельных деталей модели и способы крепления основных частей модели между собой.

На рис. 106, 107, 108, 109, 110, 111, 112, 113, 114, 115 и 116 показаны конструкции некоторых деталей летающих моделей планеров, на которые можно ориентироваться авиамоделистам при проектировании новых моделей такого типа.

## 29. ВЫЧЕРЧИВАНИЕ РАБОЧЕГО ЧЕРТЕЖА МОДЕЛИ

В заключение можно приступить к вычерчиванию основных частей модели в натуральную величину. По этим чертежам собираются крыло, фюзеляж и оперение (рис. 117).

Крыло нужно изобразить полностью. На боковом виде модели должна быть помечена САХ.

Вычертив боковой вид модели, надо на нем распределить предполагаемые веса и центры тяжести основных частей модели по материалам расчета в разделах 19 и 20. При изготовлении отдельных частей модели авиамоделист должен стремиться подогнать их вес и положение центра тяжести под расчетные значения. Для своевременной проверки веса частей модели рекомендуется

пользоваться специальными авиамодельными весами (см. рис. 152).

Авиамоделист, взвешивая на весах при изготовлении детали модели, должен всегда помнить, что перетяжеление какой-либо части модели приводит к ухудшению летных данных, а также к усложнению регулировки модели, так как центр тяжести «уходит» от расчетного его местоположения. При вычерчивании модели в натуральную величину надо окончательно продумывать все конструктивные ее детали. Устройство отдельных частей, детали крепления отдельных частей между собой и др.

В качестве примеров хорошо скомпонованных рекордных моделей планеров на рис. 91, 97, 98, 99, 100, 101, 102, 103 приведены лучшие модели планеров советских и зарубежных авиамodelистов. Модели эти показали хорошие летные данные, однако можно добиться и лучших результатов. Этому может содействовать более грамотный подбор форм модели, профилей крыла и других частей и умелая регулировка моделей и их запуск.

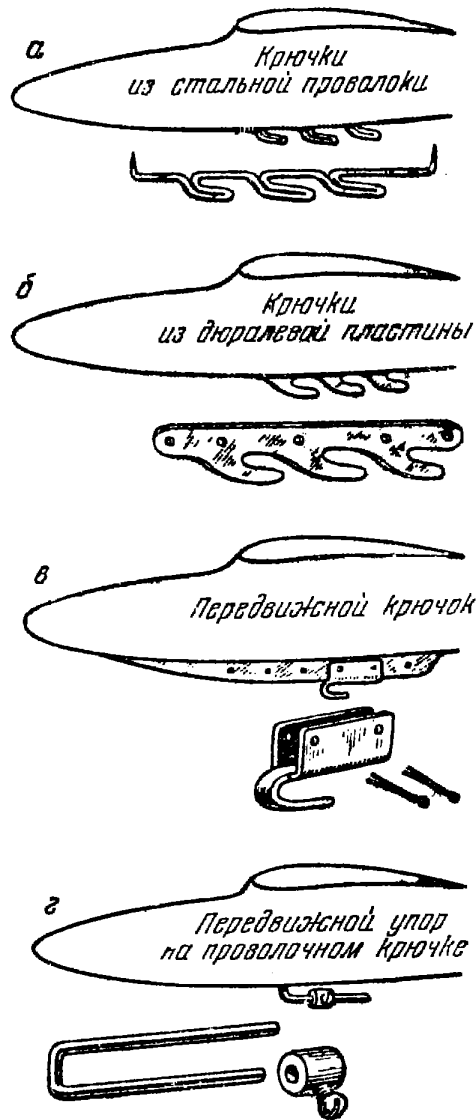


Рис. 106. Разные конструкции стартовых крючков моделей планеров:

а, б — тройные крючки для слабого, среднего и сильного ветра; в, г — передвижные регулируемые крючки

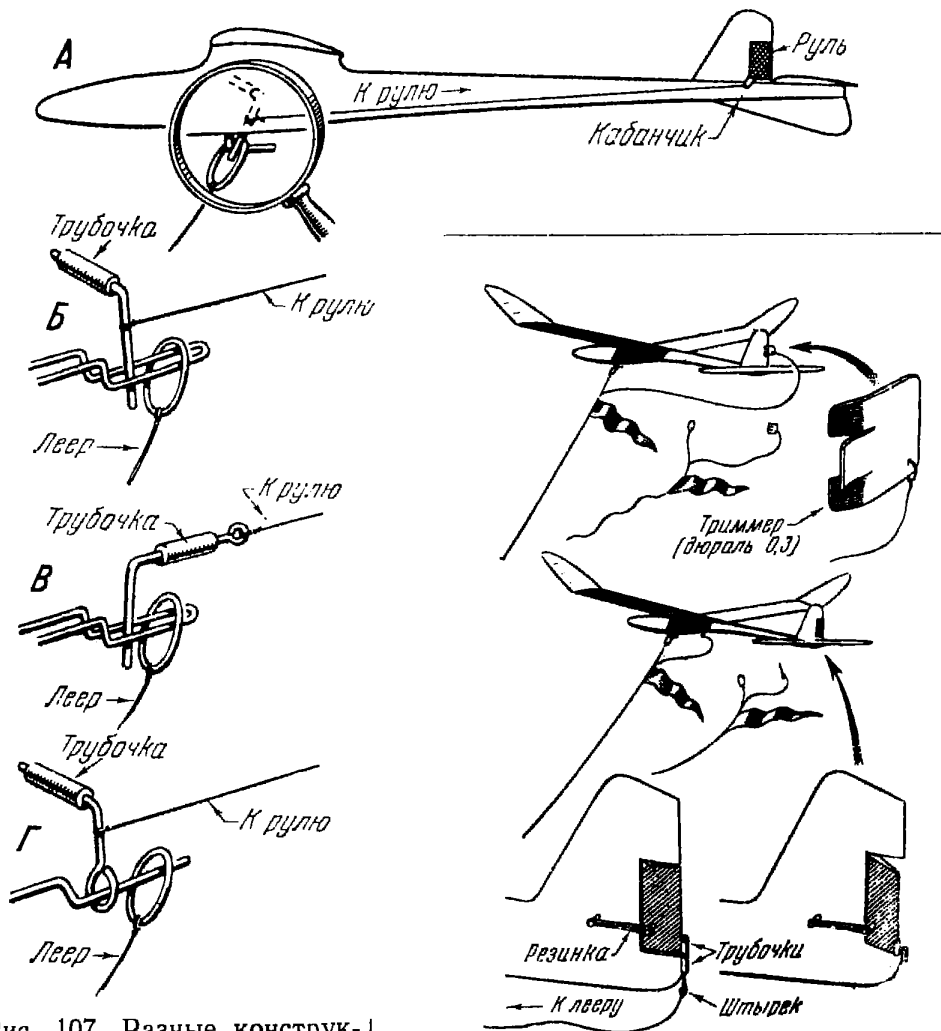


Рис. 107. Разные конструкции автоматов, отклоняющих руль направления после сбрасывания леера со стартового крючка модели планера:

*А* — при полете на леере руль направления удерживается в нейтральном положении резинкой, оттягивающей его с правой стороны; *Б* и *Г* — конструкции автоматов с упорным рычагом, укрепленным шарнирно; *В* — конструкция автомата с движущимся поступательно упорным рычагом

Рис. 108. Автоматы, обеспечивающие полет модели планера кругами после отцепки ее от леера.

Вверху — при сбрасывании кольца леера с крючка соскакивает и дюралюминиевый триммер с кия. Киль изогнут вбок, триммер изогнут в обратную сторону. Полет на леере происходит по прямой, после отцепки модель кружит под влиянием изгиба кия.

Внизу — при соскакивании леера выдерживается штырек из трубочки и руль направления отклоняется резинкой

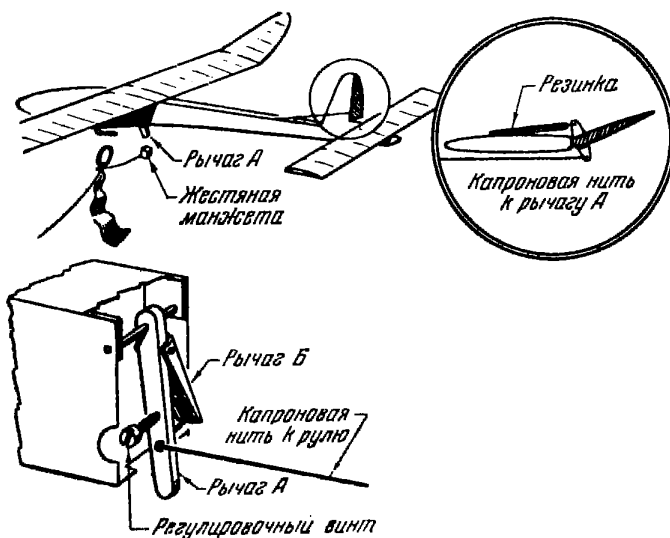


Рис. 109. Автомат, отклоняющий руль направления после отцепки модели от леера.

Положение руля направления, соответствующее полету на леере, может регулироваться поворотом регулировочного винта, упирающегося в рычаг Б. К лееру, кроме кольца с флажком, прикреплена на нитке жестяная манжета, надеваемая на рычаг А. При соскакивании кольца леера с крючка манжета соскальзывает с рычага А

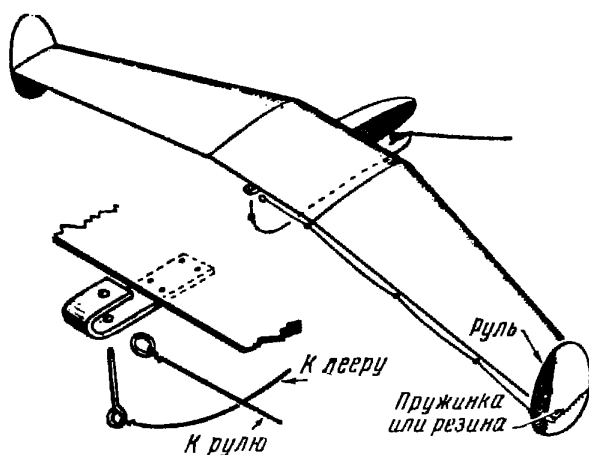


Рис. 110. Автомат, отклоняющий руль направления после отцепки от леера, для модели типа «Летающее крыло»



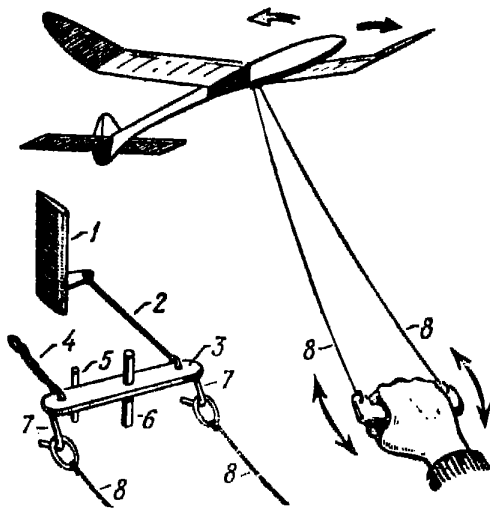


Рис. 111. Управление рулем направления при запуске модели планера на леере: 1 — руль направления; 2 — тяга; 3 — качалка управления; 4 — резинка; 5 — упор; 6 — ось качалки; 7 — крючки для лееров; 8 — два леера, прикрепленные к ручке, их натяжение моделист регулирует при запуске

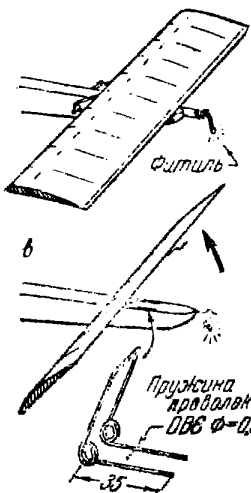
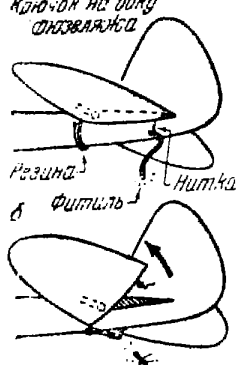
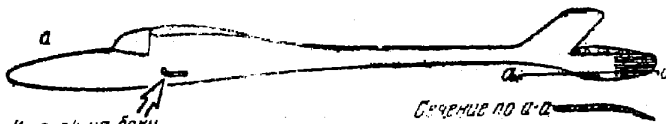


Рис. 112. Простейшая автоматика модели планера:

А — автомат, обеспечивающий полет модели планера кругами после отцепки ее от леера; Б, В — автоматы, обеспечивающие отклонение стабилизатора кверху после заданного времени пролета: Б — для разъединенных половинок стабилизатора; В — для целого стабилизатора.

Определенная длина фитиля обеспечивает заданное время срабатывания автомата

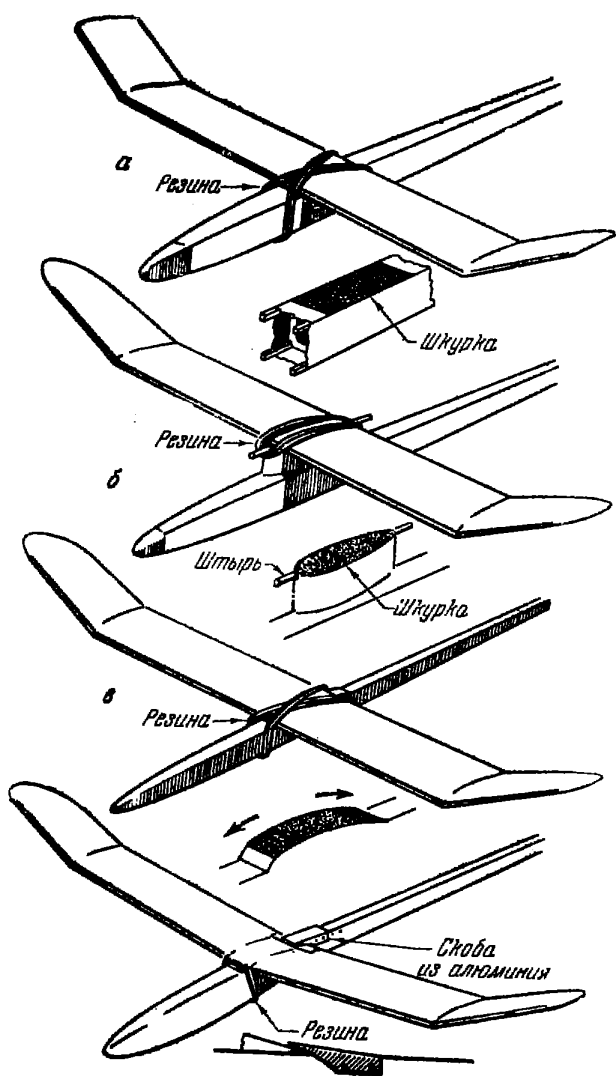


Рис. 113. Саморазъединяющиеся крепления крыла к фюзеляжу моделей планеров небольшого размаха (класса А-1): а, в — крыло расположено на фюзеляже; б — крыло прикреплено к пилону; г — крыло укреплено на фюзеляже одинарной резиновой петлей и алюминиевой скобой

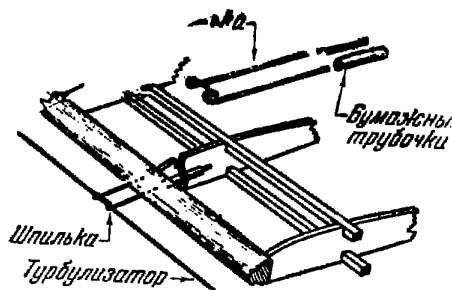


Рис. 114. Регулируемое крепление турбулизатора к крылу

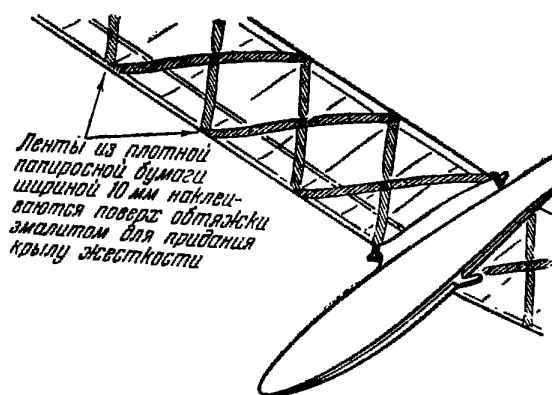


Рис. 115. Ужестчение крыла модели планера

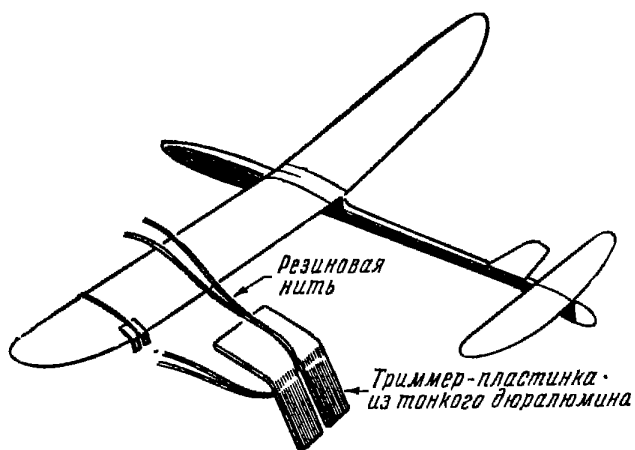


Рис. 116. Простой способ устранения крена модели планера при регулировке

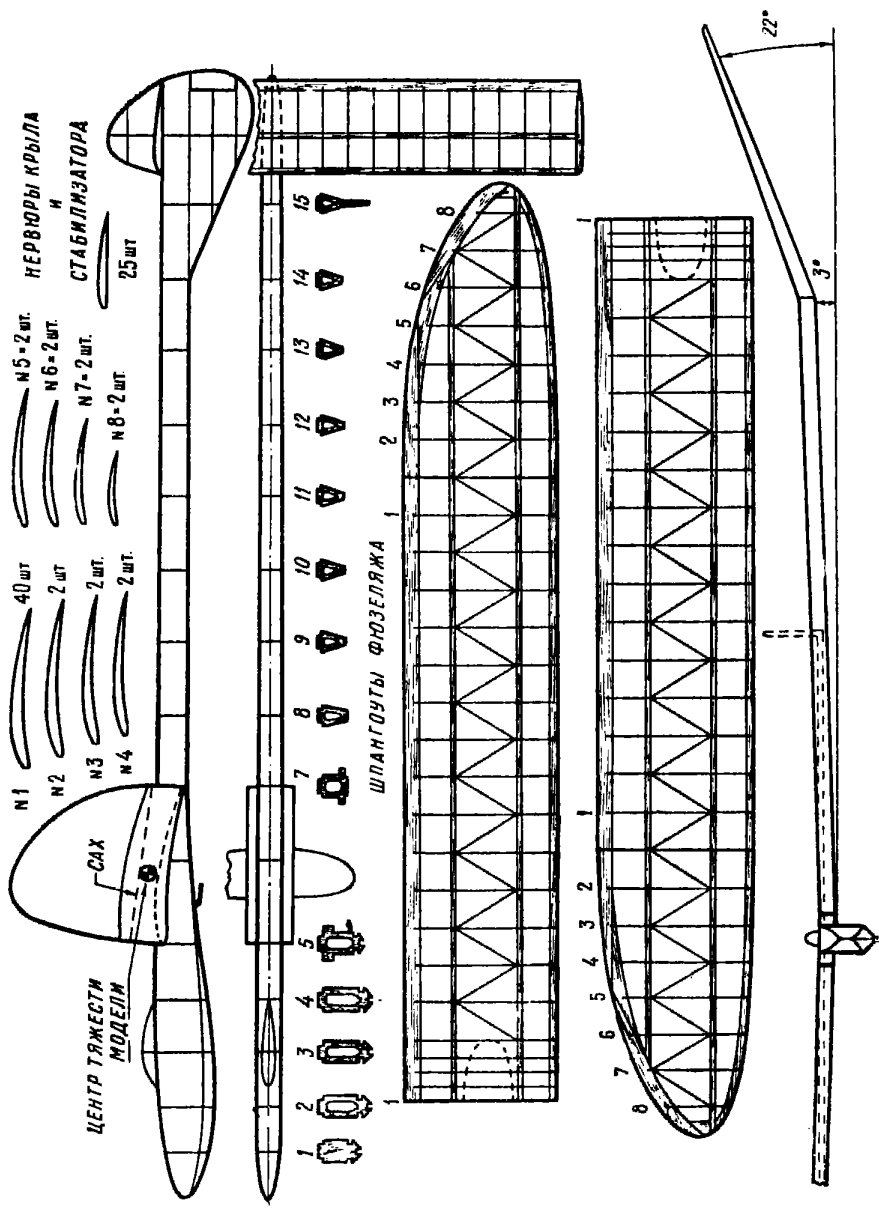


Рис. 117. Примерный вид рабочего чертежа модели планера

## ПРИЛОЖЕНИЯ

### Приложение 1

#### ПРОФИЛИ КРЫЛЬЕВ ДЛЯ ЛЕТАЮЩИХ МОДЕЛЕЙ ПЛАНЕРОВ

Крыло является одной из главных частей модели, и от правильного выбора его профиля зависят летные данные модели и отчасти прочность крыла.

Приводим аэродинамические характеристики—профильные поляры, а также контуры 49 профилей, которые рекомендуются применять для летающих моделей планеров. Из числа этих профилей на небольших моделях планеров класса А-1 рекомендуется применять профили, приведенные на рис. 119; 120; 121; 122; 123; 124; 125; 126; 147,*D*; 148,*A*; 149,*A*; 150,*D*. Для моделей планеров класса А-2 рекомендуется применять профили, приведенные на рис. 120; 124; 125; 127; 128; 129; 130; 131; 133<sup>1</sup>; 147,*A*; 147,*B*; 147,*D*; 147,*E*; 148,*B*; 148,*C*; 148,*D*; 151,*A*; 151,*C*<sup>1</sup>; 151,*D*.

Для моделей планеров рекордного типа и для радиоуправляемых моделей планеров рекомендуется применять профили, приведенные на рис. 129; 130; 131; 132; 134; 135; 136; 137; 141; 143; 147,*B*; 150,*A*; 150,*B*; 150,*C*; 150,*D*; 151,*B*; 148,*C*; 148,*D*.

Для несущего горизонтального стабилизатора следует применять профили, приведенные на рис. 138; 139; 149,*C*; 151,*D*.

Для киля и не несущего стабилизатора можно рекомендовать профили, приведенные на рис. 145; 146; 149,*D*.

Для планеров типа «Летающее крыло» рекомендуется применять профили, приведенные на рис. 140; 144; 147,*C*; 149,*B*.

На всех приводимых ниже рисунках дается изображение контуров нервюры с таблицей, содержащей ряд чисел, необходимых для построения каждой нервюры. Размеры нервюры откладываются по двум осям: горизонтальной оси абсцисс  $x$  и вертикальной оси ординат  $y$  (рис. 118). Хорда нервюры откладывается по горизонтальной оси — оси абсцисс  $x$ .

Приняв длину хорды нервюры за 100%, пересекаем ее перпендикулярами на расстояниях, равных числу процентов, указанных в графе «абсцисс» таблицы, т. е. 0; 2,5; 5,0 и т. д., умноженных на длину хорды.

Так, если длина хорды нервюры равна 200 мм, то 1% будет равен:

$$\frac{200}{100} = 2 \text{ мм.}$$

Тогда 2,5% длины хорды будет равно:  $2 \cdot 2,5 = 5$  мм, а 5% соответственно  $2 \cdot 5 = 10$  мм и т. д.

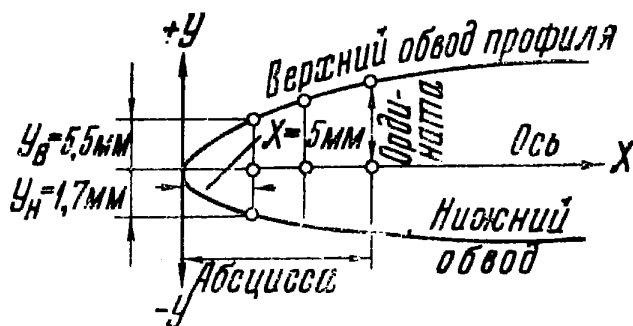
Так размечается длина нервюры. Когда это будет сделано, можно откладывать ординаты точек верхнего и нижнего обводов профиля.

---

<sup>1</sup> Только для моделей с фюзеляжем, имеющим минимальный мидель, малую площадь оперения и гладкую поверхность крыла.

В графах таблицы верхней и нижней ординат нанесены числа, показывающие количество процентов, которые нужно взять от всей длины нервюры и отложить на каждой ординате вверх и вниз.

Из таблицы видно, что из точки, лежащей на оси  $x$  на расстоянии 2,5% длины нервюры, нужно отложить вверх по вертикали отрезок (ординату) длиной 2,74% от длины нервюры; так как



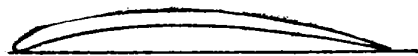
Абсцисса $X\%$	0	2,5	5,0	10,0	20,0	30,0
Ордината $Y_{\text{верх}}\%$	0	2,74				
Ордината $Y_{\text{низ}}\%$		-0,866				

Рис. 118. Построение контура профиля крыла

один процент длины хорды в нашем примере равен 2 мм, то длина этого отрезка окажется равной  $2 \cdot 2,74 = 5,48 \cong 5,5$  мм. Отрезок, который от этой же точки оси  $x$  надо отложить вниз, по таблице равен 0,866% длины хорды. Для него, следовательно, получим:  $-2 \cdot 0,866 = 1,732 \cong -1,7$  мм.

Знак минус, стоящий в таблице перед цифрой 0,866, говорит о том, что отрезок надо откладывать книзу. Таким образом вниз откладываем 1,7 мм. Таким же способом подсчитываем ординаты всех точек верхнего и нижнего обводов профиля и, нанеся точки, соединяем их главной кривой.

Подсчет для других профилей будет отличаться лишь тем, что у них будут другие ординаты и абсциссы в процентах; поэтому при той же длине нервюры форма профиля будет получаться другой. Часто встречаются профили, у которых в отличие от профиля, изображенного на рис. 118, ординаты нижнего обвода частично или все имеют положительный знак. Это означает, что соответствующие точки обвода лежат выше оси, а не ниже, как в предыдущем случае.



Профиль Купфера

$X\%$	0	2,5	5,0	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100
$U_{\text{г}}\%$	1	3,5	5,0	7,0	8,3	8,2	9,7	10,2	11,0	11,0	10,2	8,5	6,4	4,0	0,30
$U_{\text{н}}\%$	1	0,3	1,2	3,0	4,2	5,0	5,6	6,0	6,8	7,0	6,5	5,5	4,0	2,2	0,0

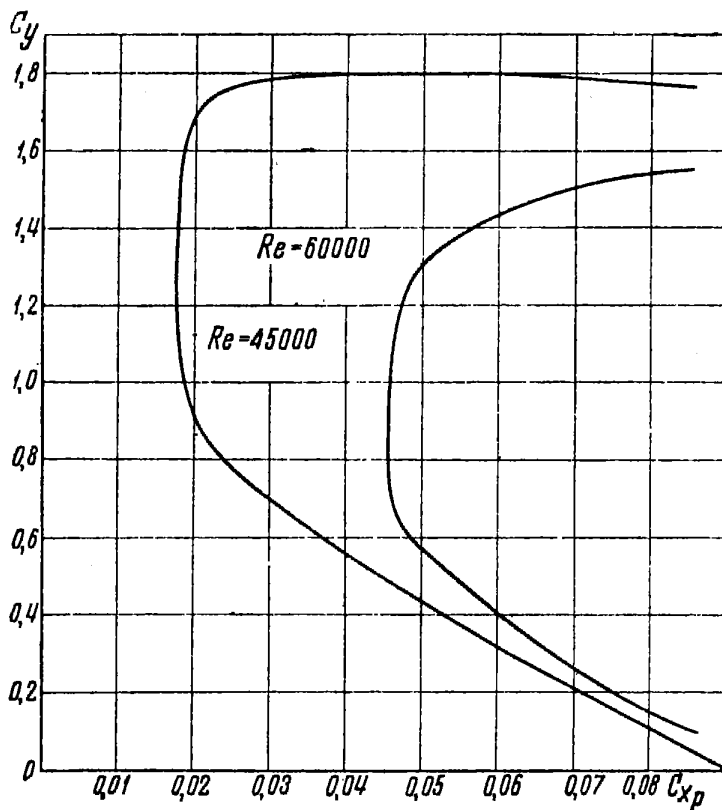
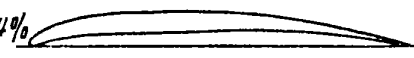


Рис. 119<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Левая кривая графика для  $Re=60000$ , а правая — для  $Re=45000$ .

### Профиль К-2

$r=0,4\%$



$\lambda\%$	0	2,5	5,0	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100
$C_{x\text{в}}$	0,4	3,0	4,4	6,1	7,2	8,0	8,3	8,5	8,6	8,3	7,7	6,6	4,9	2,9	0,2
$C_{y\text{в}}$	0,4	0,3	0,7	1,5	2,3	2,9	3,2	3,4	3,7	3,8	3,5	3,1	2,2	1,1	0,0

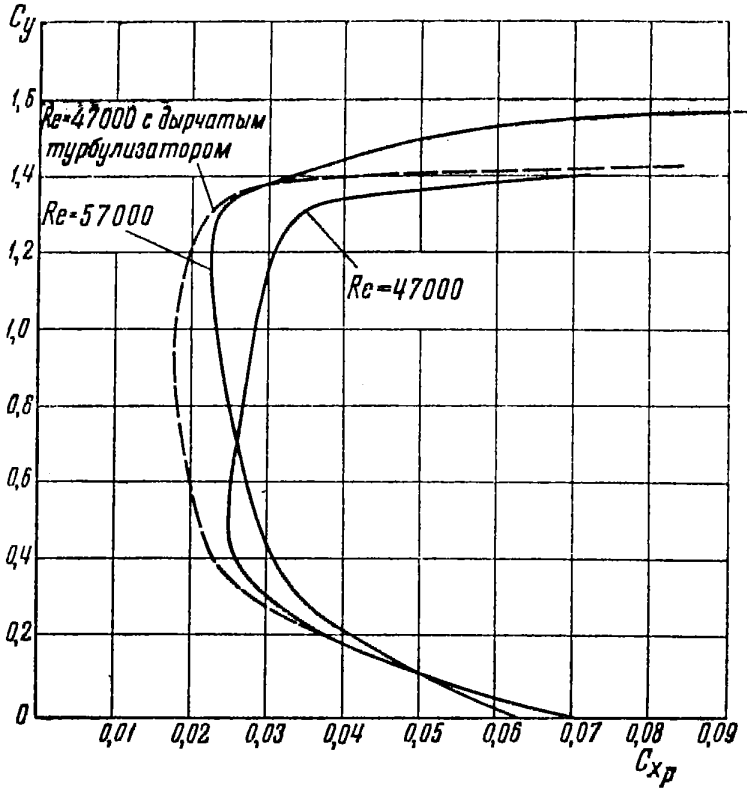


Рис. 120



Профиль С-417а



$x/b$	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
$y/b$	1,45	1,45	1,55	1,65	1,75	1,80	1,85	1,90	1,95	2,00	2,05	2,10	2,15	2,20	2,25	2,30	2,45
$z/b$	1,45	1,45	1,55	1,65	1,75	1,80	1,85	1,90	1,95	2,00	2,05	2,10	2,15	2,20	2,25	2,30	2,45

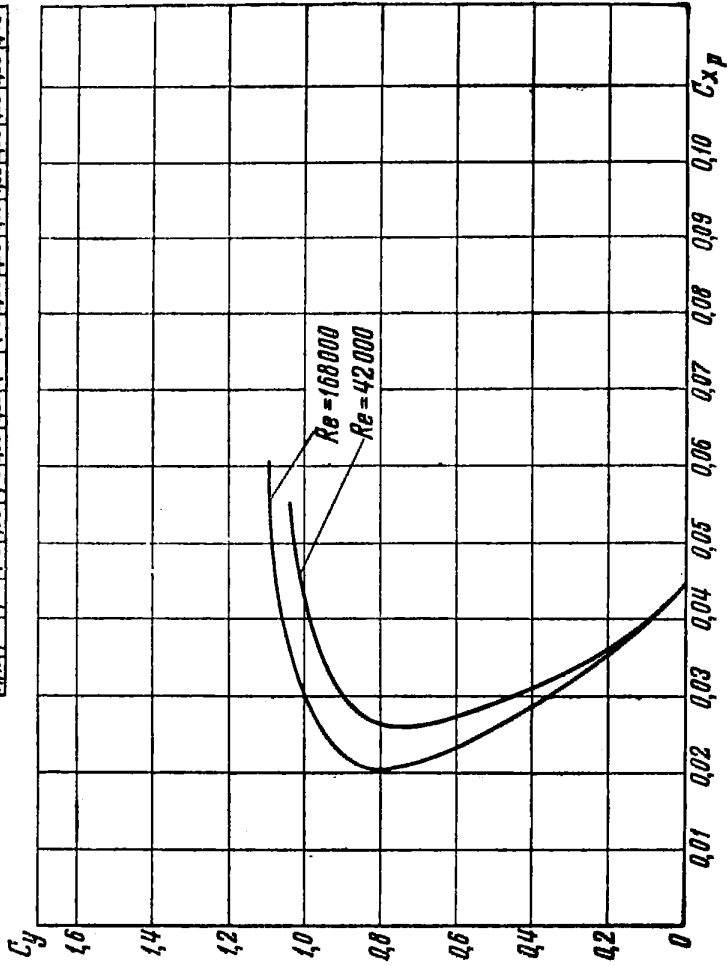
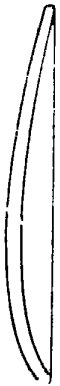


Рис. 121.

Профиль C-417 в ламинарном потоке



$x, \%$	0	1,25	2,50	5,0	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
$C_x, \%$	0	1,5	2,1	4,55	5,59	6,89	7,94	9,19	10,05	11,27	11,55	10,91	10,2	8,86	7,17	5,05	4,10
$C_y, \%$	0	1,5	1,5	1,007	0,47	2,09	3,39	4,44	5,69	6,55	7,77	8,05	7,41	6,79	5,35	3,67	1,55

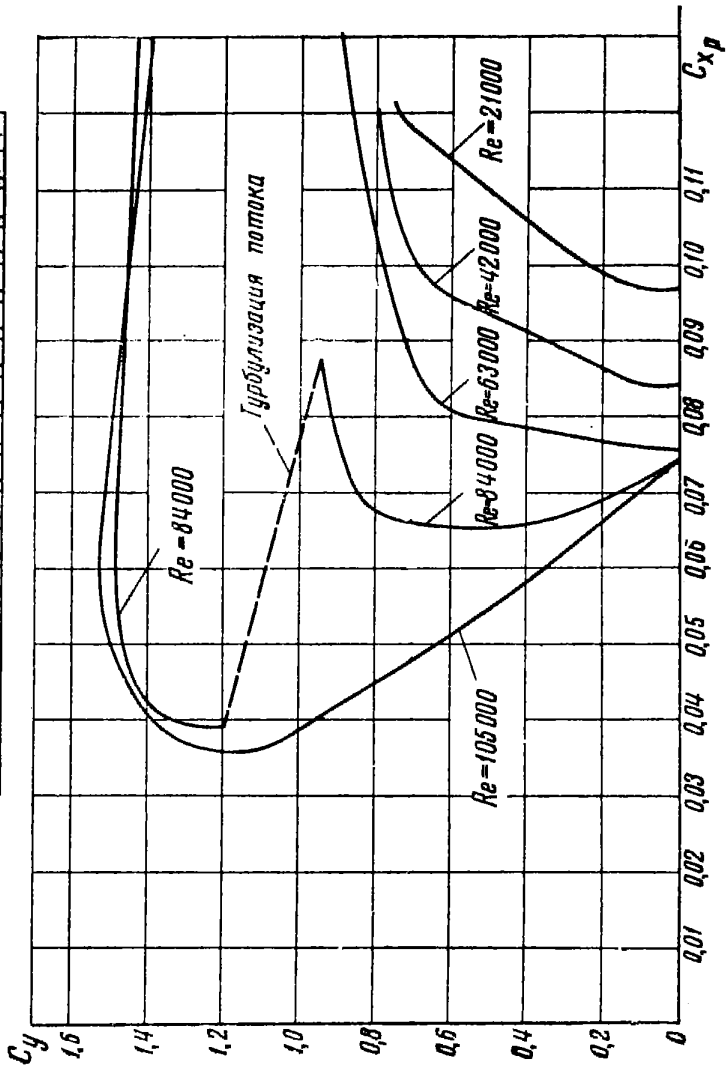


Рис. 122.

# Профиль G-417 В

в турбулентном потоке



$x, \%$	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
$y, \%$	1,5	3,10	4,55	5,90	6,89	7,94	9,19	10,86	14,27	17,55	20,91	24,2	28,85	34,7	42,00	51,5	
$z, \%$	1,5	10,5	11,47	12,09	13,39	14,04	15,69	16,56	17,77	18,05	17,41	16,70	15,36	13,67	11,55	10,00	8,5

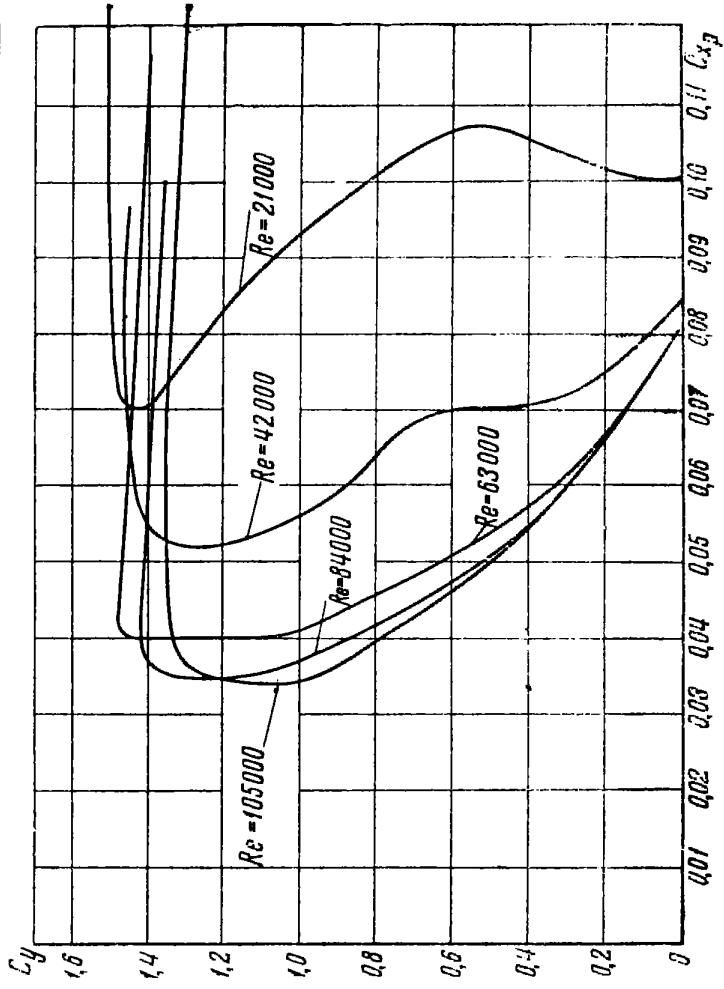
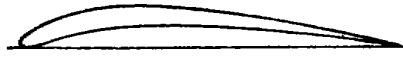


Рис. 123

Профиль Бенедика В 6398



$\lambda\%$	0,0	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100
$C_x\%$	0,7	3,4	5,2	6,5	7,6	9,2	10,2	10,8	11,0	10,8	9,9	8,4	6,7	4,6	2,5	0,20
$C_y\%$	0,7	0,2	0,8	1,4	2,1	3,2	4,1	4,8	5,2	5,5	5,3	4,7	3,8	2,7	1,4	0

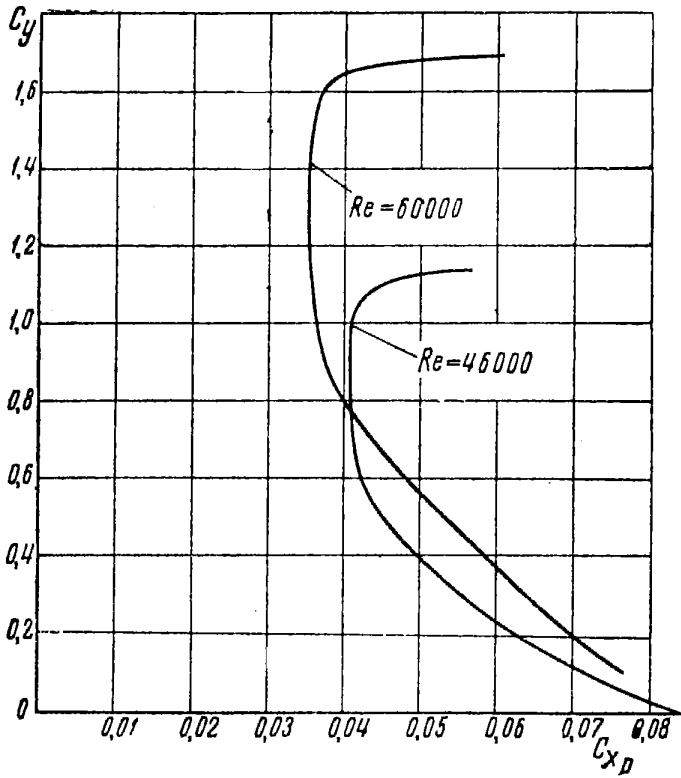


Рис. 124

Профиль В-342

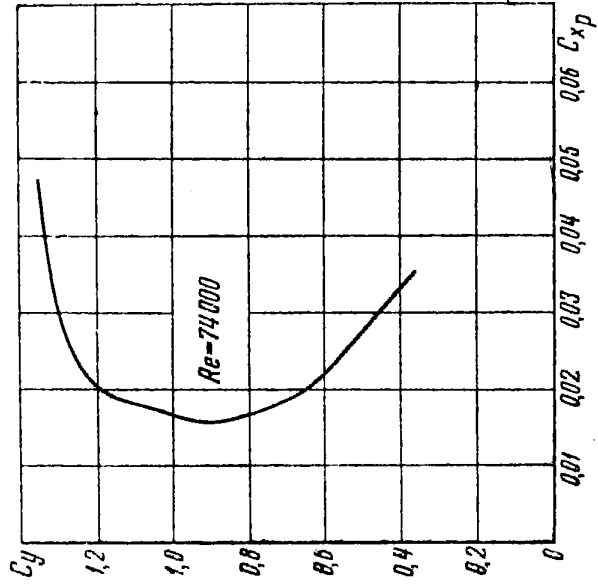
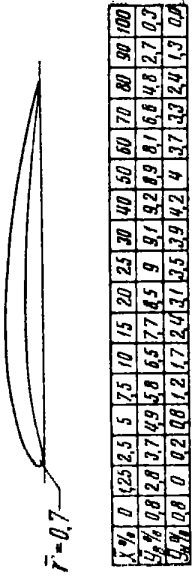


Рис. 126

Профиль В-123

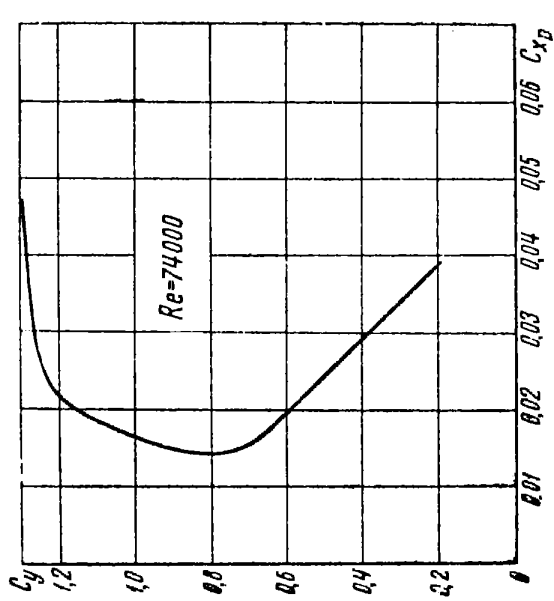
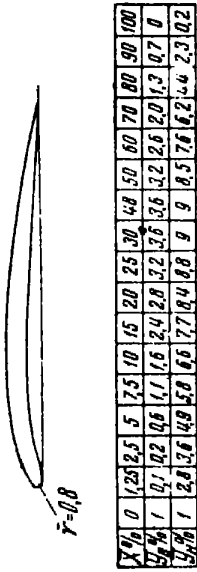
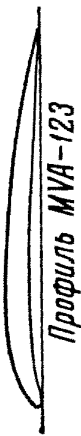


Рис. 125



$\lambda\%$	0	2,5	5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	100		
$C_x$	0	4,5	7,1	8,4	10,1	11,9	12,3	12,5	12,6	12	11,1	9,7	7,9	5,8	3,7	
$C_y$	0	4,5	3,7	4,1	5,1	5,9	6,3	6,7	7,1	7,1	6,7	6,1	5,5	4,8	4,2	3,6

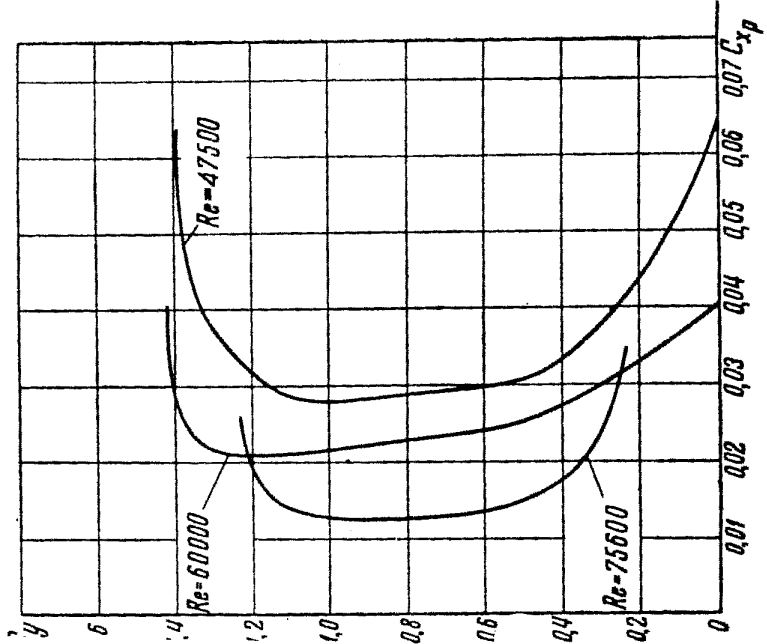


Рис. 128.

Профиль NASA-4409



$\lambda\%$	0	2,5	5	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
$C_x$	0	2,61	3,74	4,37	7,33	8,23	8,95	10,67	7	5,76	4,21	2,33	0,09
$C_y$	0	1,37	1,65	1,70	1,3	0,76	0,35	0,07	0,14	0,26	0,25	0,14	0,09

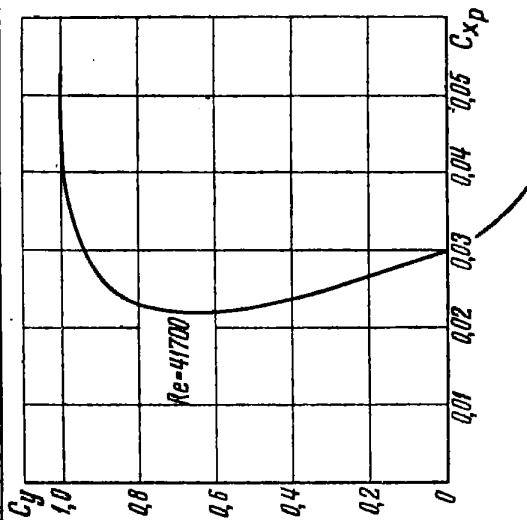
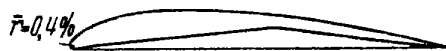


Рис. 127.

Профиль Бенедика 1956 года



X%	0	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	55	60	70	80	90	95	100
$C_x$ %	0,4	3,97	5,52	6,61	7,43	8,65	9,42	9,85	10,0	9,79	9,20	8,72	8,19	6,88	4,85	2,70	1,40	0,0
$C_y$ %	0,4	0,26	0,50	0,75	1,00	1,5	2,0	2,5	3,0	4,0	5,0	5,5	4,85	3,66	2,44	1,22	0,68	0,0

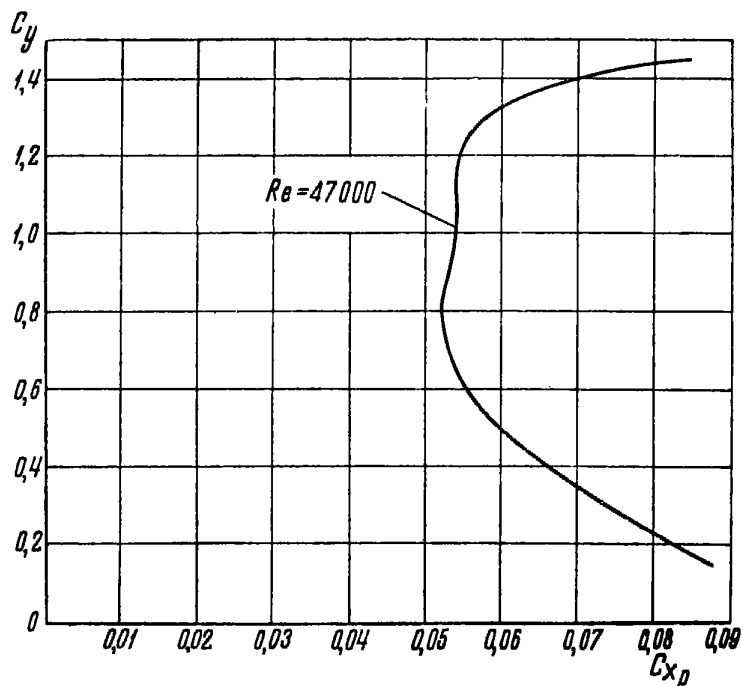
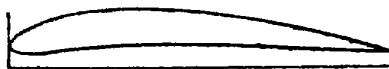


Рис. 129<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Профиль разработан Едельским (Австрия), опубликован в 1956 г. Бенедком (Венгрия)

Профиль MVA-301



$\bar{x}$ %	0	2,5	5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100
$y_R$ %	4,3	8,3	9,9	12	13,4	14,2	14,7	14,9	14,7	13,9	12,5	10,8	8,6	6,2	3,5
$y_H$ %	4,3	3,1	3,3	3,7	4,2	4,6	4,9	5,2	5,4	5,3	5,2	4,9	4,3	3,8	3,2

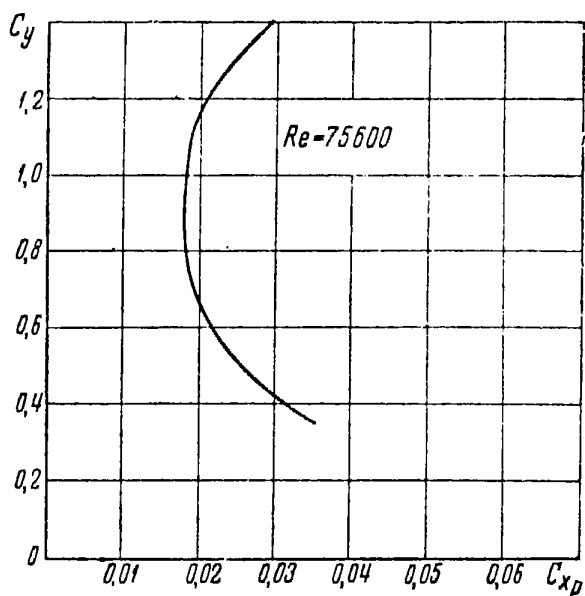
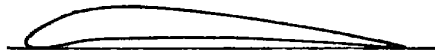


Рис. 130



Профиль Бенедико В-8306



X%	0	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100
Y <sub>г</sub> %	1,2	4,1	5,8	7,1	8,2	8,5	10,2	10,5	10,5	8,9	8,8	7,5	5,8	4,1	2,3	0,30
Y <sub>н</sub> %	1,2	0	0,18	0,3	0,6	1,5	2,1	2,6	2,0	3,0	2,9	2,6	2,2	1,5	0,8	0,0

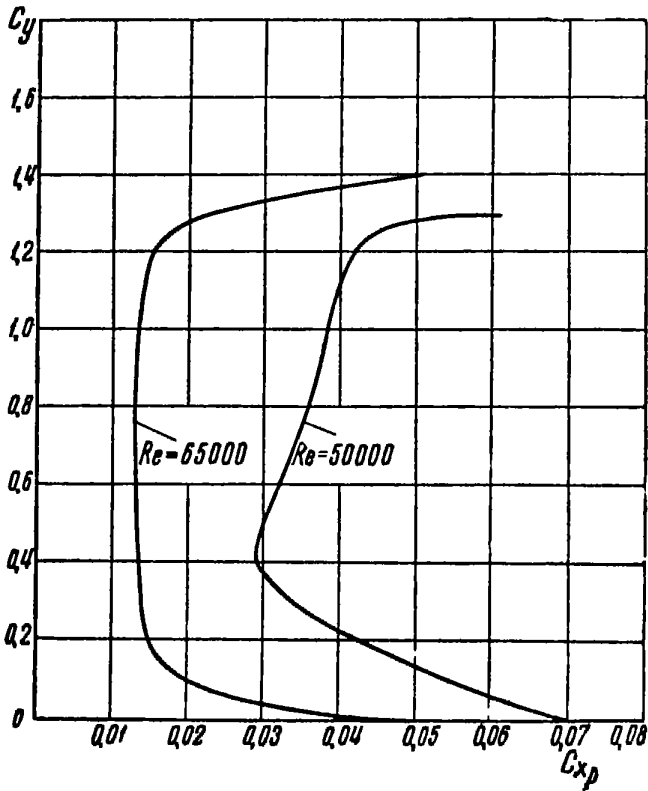
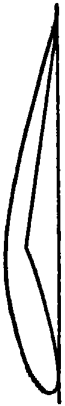


Рис. 131

Профиль С П



$\chi$ ,%	0	2,5	5,0	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100
$y$ ,%	1,0	3,5	5,0	7,0	8,3	8,2	9,7	10,2	11,0	10,2	8,5	6,4	4,0	2,0	0
$z$ ,%	1,0	0,3	1,2	3,0	4,2	5,0	5,5	6,0	6,8	7,0	6,5	5,5	4,0	2,2	0,0

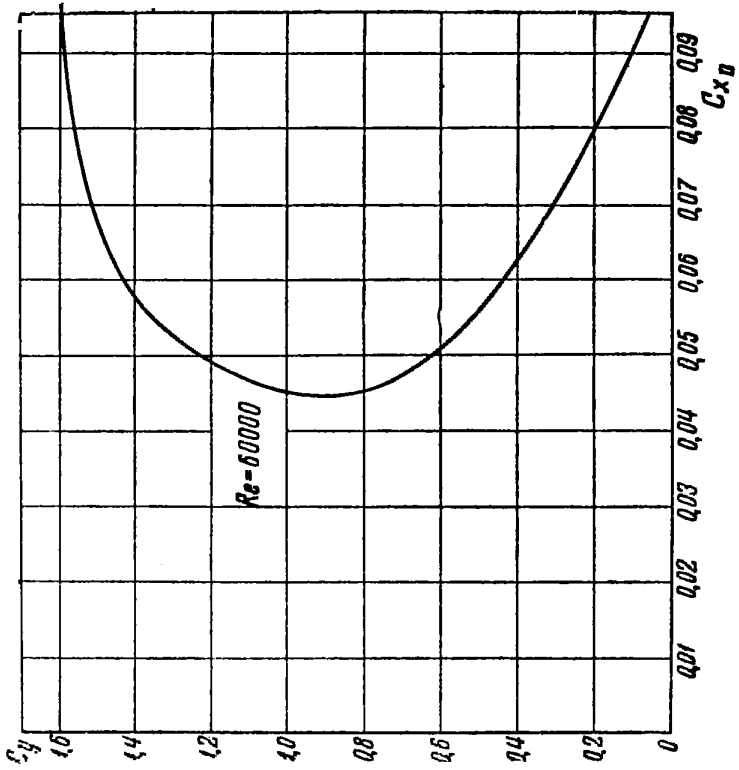
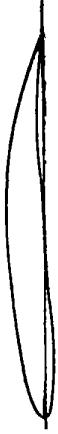


Рис. 132

Профиль LDC-2



$\chi$ ,%	0	2,5	5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
$y$ ,%	0	2,2	3	4,05	5,5	5,30	7,1	7,65	8,75	9,65	10,5	11,4	12,5	1,0	0	0
$z$ ,%	0	2	2,45	2,7	2,3	2,35	1,9	1,2	0,95	0,2	0,65	1,1	0,9	0,5	0	0

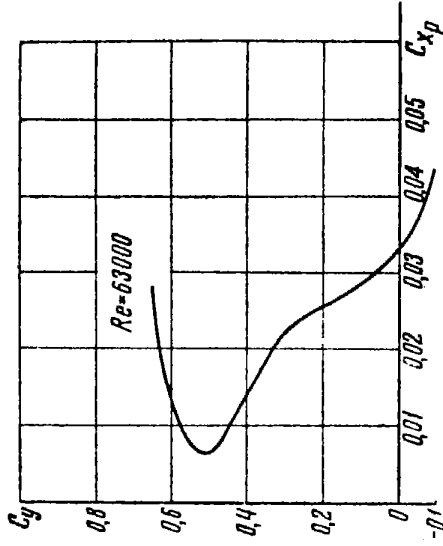
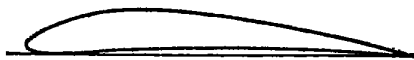


Рис. 133

Профиль Бенедика В-10355



$\alpha$ , %	0	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	60	60	70	80	80	100
$C_x$ , %	2,3	5,0	6,4	7,5	8,4	9,8	10,7	11,2	11,4	11,0	10	8,7	6,9	4,9	2,8	0,20
$C_y$ , %	2,3	0,7	0,3	0,1	0	0,3	0,78	1,2	1,5	1,7	1,7	1,5	1,2	0,9	0,5	0,0

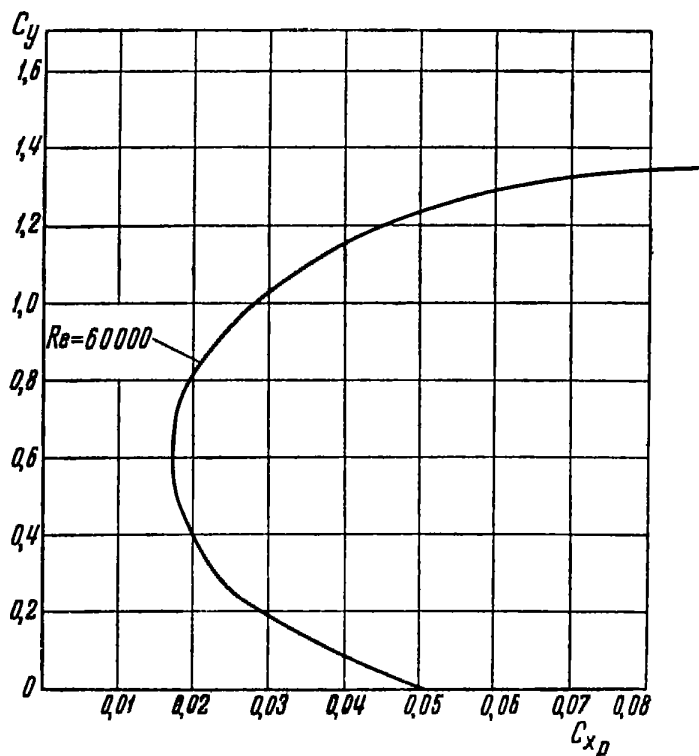
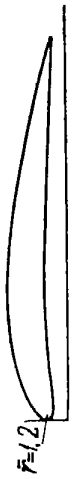


Рис. 134

Профиль С-301



$\chi$ , %	0	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100
$C_x$	0	4,3	4,3	4,9	4,1	1,2	0,4	0,2	0,1	0,1	0,2	0,5	1,0	1,6	2,2	3,5
$C_y$ , %	0	14,3	13,1	13,5	13,7	14,2	14,6	14,9	15,2	15,4	15,3	15,2	14,9	14,3	13,8	13,2

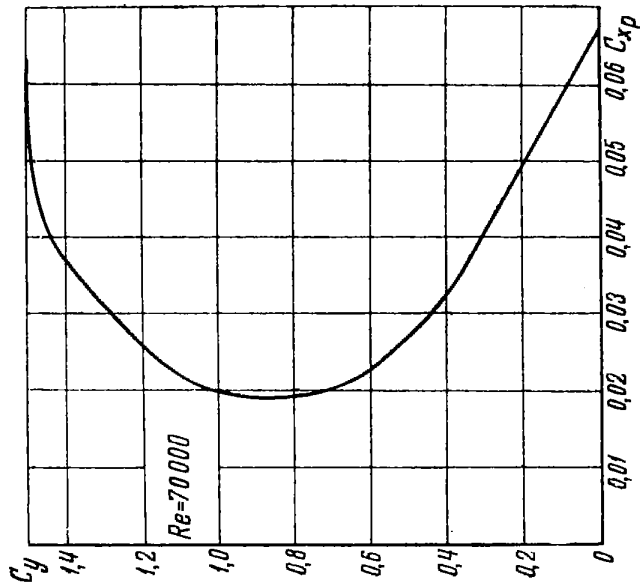


Рис. 135

Профиль RAF-32



$\chi$ , %	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	100
$C_x$	0	3,42	5,57	6,82	7,44	8,05	8,72	9,42	10,13	10,84	11,51	12,16	12,78	13,35	13,8	14,22
$C_y$ , %	0	3,42	1,96	1,5	1,2	0,95	0,5	0,2	0,2	0,3	0,7	1,1	1,46	1,76	2,02	2,2

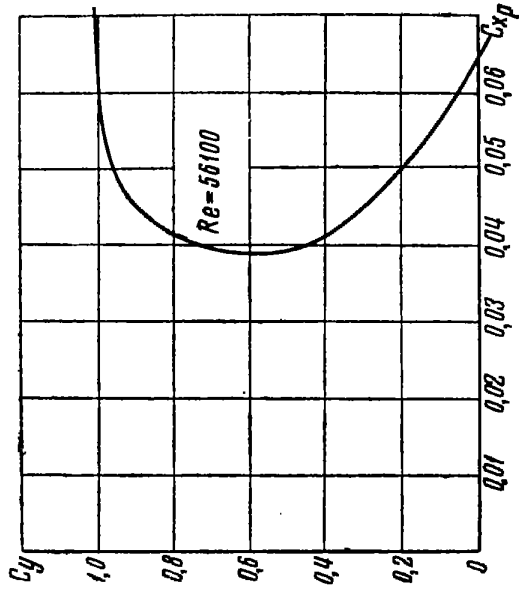
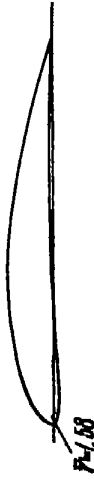


Рис. 136

Профиль НАСА-6412



$x$ , %	0	2,5	5	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
$y$ , %	0	3,8	5,36	7,58	10,34	11,65	11,0	11,15	9,95	8,28	6,43	3,33	0,12
$y_{II}$ , %	0	-1,64	-1,99	-1,99	-1,25	-0,38	0,2	0,65	0,78	0,65	0,73	0,39	0,12

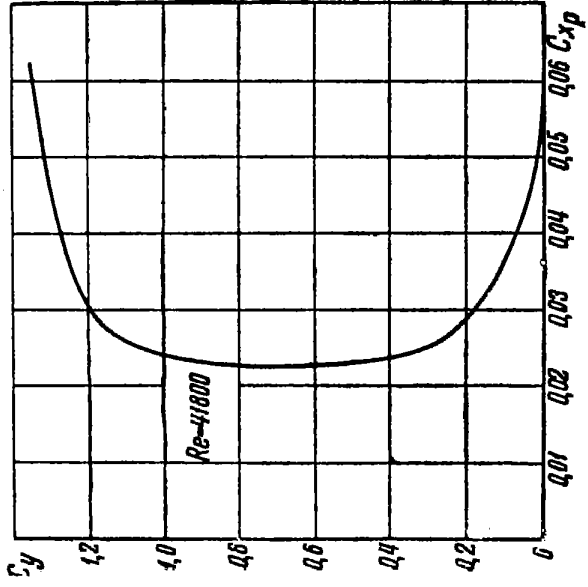


Рис. 137

Профиль CLARK-Y



$x$ , %	0	2,5	5	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	100
$y$ , %	0	3,5	5,45	6,5	7,9	8,9	9,6	9,7	10,0	10,15	9,75	8,8	7,0	4,0	0,12
$y_{II}$ , %	0	0,5	1,05	1,05	0,95	0,75	0,45	0	0	0	0	0	0	0	0

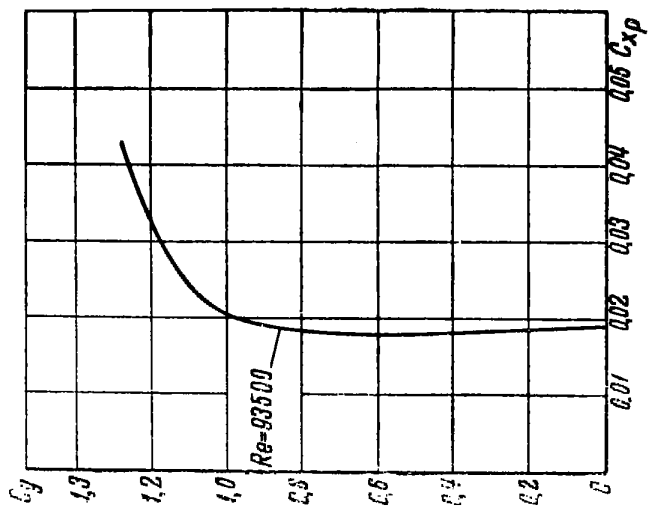
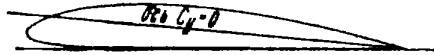


Рис. 138

Профиль CLARK-X



$X\%$	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
$y_p\%$	4	5,81	6,55	7,98	8,92	9,58	10,63	11,23	11,7	11,9	12,52	13,15	13,5	13,22	12,5	11,49	10,12
$C_x\%$	4	2,47	1,48	1,14	0,88	0,59	0,24	0,03	0	0	0	0	0	0	0	0	0

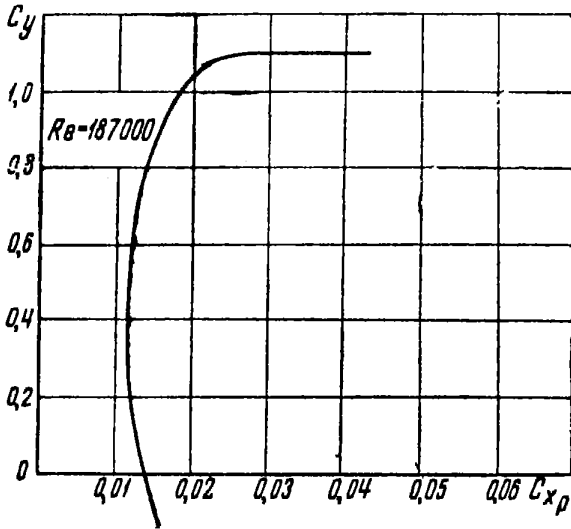
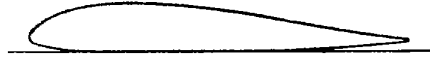


Рис. 139

### Профиль N 60 R



$\bar{x}$ , %	0	1,25	2,50	5,0	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
$\bar{y}$ , %	3,40	5,60	6,76	4,24	2,33	1,14	11,32	11,30	12,41	11,95	10,79	9,18	7,42	5,75	4,28	3,86	3,20
$\bar{z}$ , %	3,40	1,91	1,46	0,96	0,62	0,40	0,15	0,04	0,04	0,14	0,21	0,34	0,54	0,89	1,01	2,13	2,80

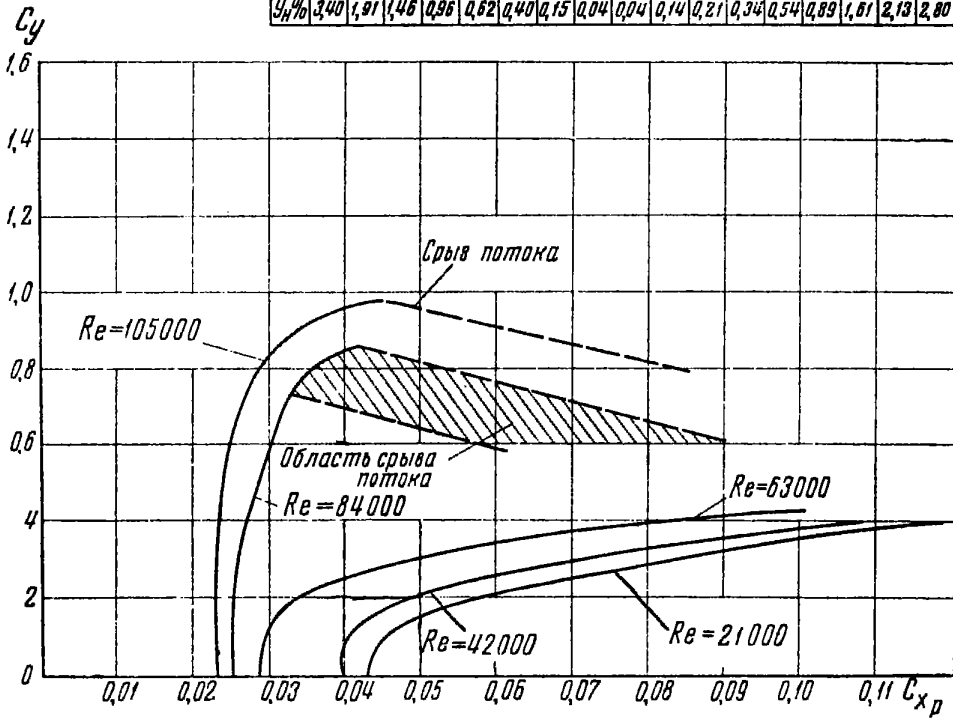
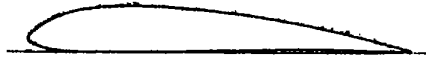


Рис. 140.

### Профиль №60



$x\%$	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
$y_1\%$	3,4	5,6	6,76	8,24	9,33	10,14	11,32	11,98	12,41	12,83	11,06	9,55	7,66	5,5	3,04	1,72	0,40
$y_2\%$	3,4	1,91	1,46	0,96	0,62	0,40	0,15	0,04	0,04	0,22	0,48	0,71	0,78	0,64	0,37	0,19	0,0

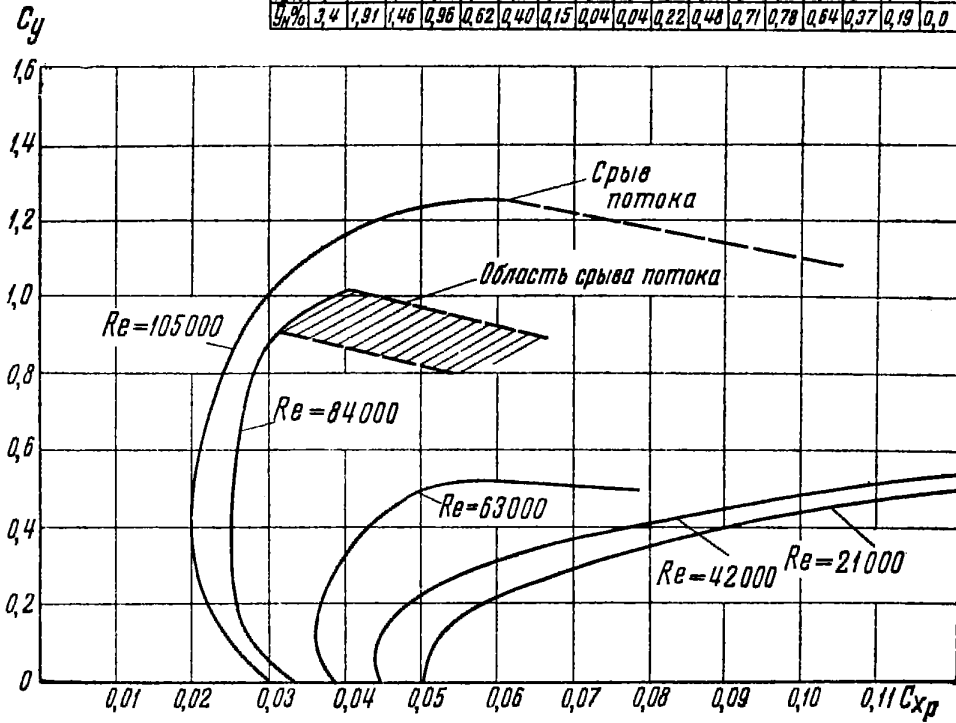
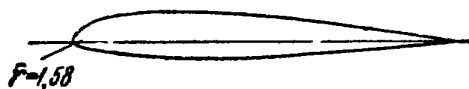


Рис. 141.



Профиль НАСА-23012



$X\%$	0	2,5	5	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
$z_1\%$	0	3,01	4,91	6,43	7,50	7,55	7,14	6,41	5,47	4,36	3,08	1,68	0,13
$z_2\%$	0	-1,71	-2,28	-2,91	-3,97	-4,40	-4,40	-4,17	-3,67	-3	-2,16	-1,23	-0,13

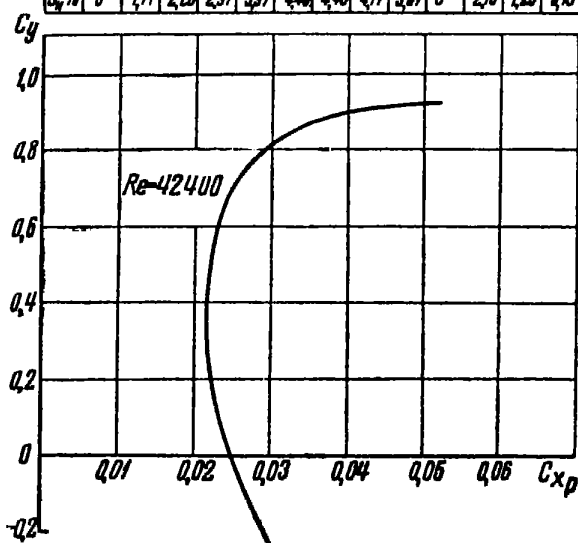
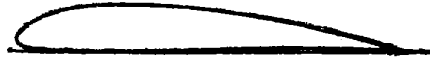


Рис 142

# Профиль N22



$\alpha$ , °	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
$C_y$ , %	3,36	5,6	6,6	6,4	6,5	4,32	1,44	0,19	0,62	1,212	1,36	0,76	2,86	5,6	3,2	1,6	0,6
$C_x$ , %	3,36	1,8	1,36	0,68	0,32	0,18	0,06	0,0	0,006	0,2	0,28	0,52	0,26	0,14	0,04	0,06	0,0

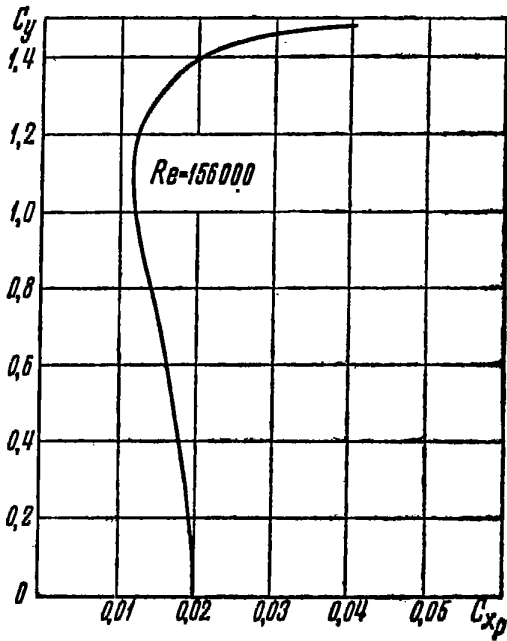
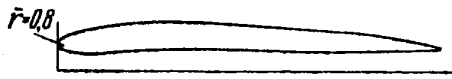


Рис. 143

Профиль С-344



X%	0	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100
y <sub>н</sub> %	5,1	6	9	9,6	10	10,6	11,1	11,3	11,3	11	10,5	9,8	9	8	6,7	4,7
y <sub>к</sub> %	5,1	3,9	3,6	3,5	3,5	3,8	4,0	4,3	4,4	4,5	4,4	4,1	3,9	3,5	3,8	4,3

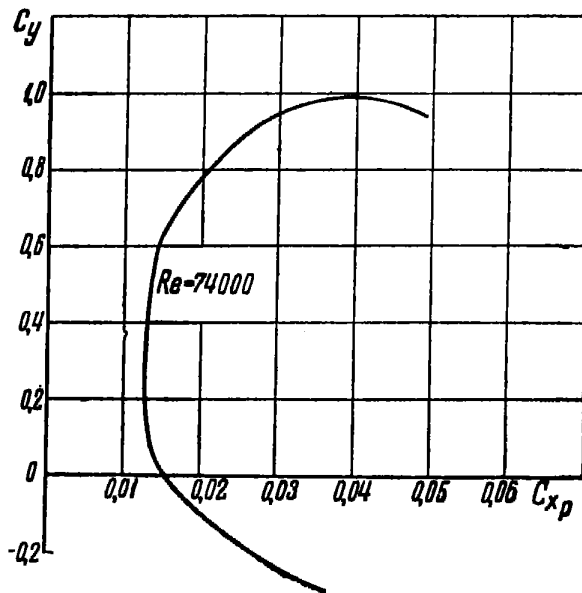
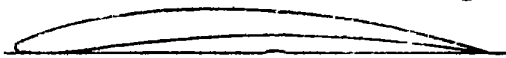


Рис. 144



GÖTTINGEN-499

(A)

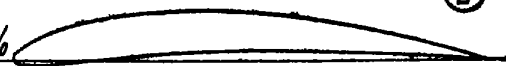


$\bar{X}\%$	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
$\bar{Y}_B\%$	1,25	2,45	3,15	4,3	5,2	5,9	7,2	8,1	9,25	9,45	9,15	8,45	7,15	5,2	2,8	1,45	0,0
$\bar{Y}_H\%$	1,25	0,20	0,05	0,0	0,05	0,25	0,75	1,35	2,45	3,20	3,8	4,05	3,8	3,0	1,7	0,9	0,0

NACA-6409

(B)

$\bar{r}_{НОС} = 0,9\%$



$\bar{X}\%$	0	1,25	2,5	5,0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
$\bar{Y}_B\%$	0,0	2,05	2,95	4,3	5,31	6,88	10,13	10,35	9,81	8,78	7,23	5,34	2,95	0,0
$\bar{Y}_H\%$	0,0	-0,85	-1,11	-1,18	-0,88	-0,17	1,12	1,65	1,86	1,92	1,75	1,38	0,74	0,0

S-1

(C)

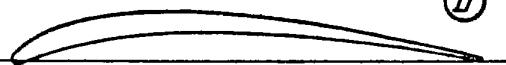


$\bar{X}\%$	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
$\bar{Y}_B\%$	3,5	5,25	6,0	7,0	7,7	8,2	8,0	8,3	9,5	9,0	8,0	6,5	5,2	4,7	4,7	4,7	4,7
$\bar{Y}_H\%$	3,5	1,80	1,4	0,8	0,4	0,1	0,2	1,0	2,0	1,8	1,0	0,0	0,4	1,4	2,5	3,4	4,4

HA-12

(D)

$\bar{r}_{НОС} = 0,5\%$

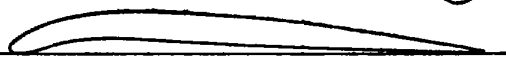


$\bar{X}\%$	0	1,0	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100
$\bar{Y}_B\%$	0,0	1,9	3,2	4,7	5,9	6,9	8,3	9,2	9,7	10	9,8	9,0	7,9	6,4	4,5	2,6	0,5
$\bar{Y}_H\%$	0,0	-0,5	-0,4	+0,4	1,2	1,9	3,1	4,0	4,8	5,3	5,8	5,7	5,0	4,1	2,9	1,5	0,0

SL-6206

(E)

$\bar{r}_{НОС} = 0,8\%$



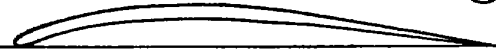
$\bar{X}\%$	0	1,0	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100
$\bar{Y}_B\%$	0,7	2,2	3,6	4,9	5,8	6,7	7,7	8,2	8,4	8,5	8,3	7,6	6,5	5,3	3,8	2,2	0,5
$\bar{Y}_H\%$	0,7	-0,02	0,0	+0,8	1,5	2,0	2,8	3,0	3,0	2,8	2,4	1,9	1,4	1,0	0,6	0,2	0,0

Рис. 147

*Венедек В-3357*

(A)

$\bar{r}_{HOC} = 0,4\%$

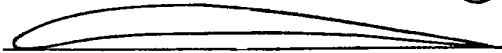


$\bar{\chi}\%$	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100
$\bar{y}_B\%$	0,40	1,61	2,45	3,78	4,83	5,63	6,98	7,80	8,29	8,68	8,55	8,07	7,03	5,65	4,00	2,12	0,15
$\bar{y}_H\%$	0,40	0,22	0,58	1,47	2,25	2,91	4,03	4,82	5,38	5,67	5,82	5,64	4,97	3,98	2,75	1,42	0,0

*Венедек В-6356*

(B)

$\bar{r}_{HOC} = 0,7\%$

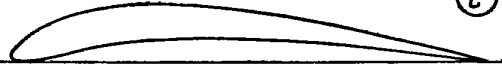


$\bar{\chi}\%$	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100
$\bar{y}_B\%$	0,70	2,18	3,14	4,55	5,65	6,53	7,78	8,55	9,00	9,15	8,96	8,23	7,10	5,75	4,08	2,23	0,22
$\bar{y}_H\%$	0,70	0,03	0,15	0,42	0,78	1,12	1,85	2,45	2,92	3,25	3,57	3,65	3,50	3,00	2,22	1,19	0,0

*Венедек В-8358*

(C)

$\bar{r}_{HOC} = 0,9\%$

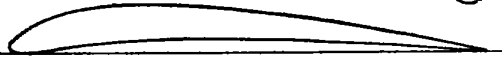


$\bar{\chi}\%$	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100
$\bar{y}_B\%$	1,0	2,9	4,3	6,22	7,68	8,87	10,49	11,5	12,04	12,18	11,78	10,68	9,08	7,14	4,98	2,72	0,31
$\bar{y}_H\%$	1,0	0,05	0,0	0,23	0,60	1,15	2,34	3,33	4,10	4,58	4,9	4,76	4,26	3,47	2,41	1,25	0,0

*Венедек В-8356*

(D)

$\bar{r}_{HOC} = 0,9\%$

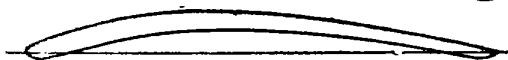


$\bar{\chi}\%$	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100
$\bar{y}_B\%$	1,11	3,00	4,15	5,83	7,08	8,00	9,15	9,97	10,28	10,37	9,91	8,88	7,50	5,9	4,2	2,32	0,33
$\bar{y}_H\%$	1,11	0,17	0,03	0,05	0,25	0,50	1,19	1,87	2,35	2,70	3,05	2,98	2,67	2,22	1,62	0,89	0,0

Рис. 148

MARQUARDT S-2

(A)



$\bar{X}\%$	0	5	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
$\bar{Y}_B\%$	0	2,36	4,4	6,7	7,8	8,3	7,9	6,9	5,6	3,9	2,0	0,0
$\bar{Y}_H\%$	0	-1,5	-0,1	1,5	3,5	4,5	4,5	3,9	2,6	0,9	-1,0	0,0

BROGGINI-55509

(B)

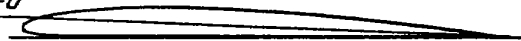


$\bar{X}\%$	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
$\bar{Y}_B\%$	0	2,5	3,5	5,2	6,3	7,5	8,6	9,3	9,5	9,3	8,3	6,6	4,5	2,7	1,1	0,3	0,1	0,0
$\bar{Y}_H\%$	0	-1,0	-1,2	-1,2	-1,0	-0,8	-0,3	0,1	0,5	0,4	0,2	-0,4	-1,2	-1,9	-2,2	-2,0	-1,2	0,0

CLARK Y;  $\bar{c}=5,9\%$

(C)

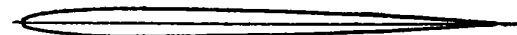
$O_{cb} C_y = 0$



$\bar{X}\%$	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
$\bar{Y}_B\%$	1,75	2,72	3,25	3,95	4,45	4,8	5,35	5,70	5,85	5,5	5,25	4,58	3,68	2,61	1,40	0,74	0,06
$\bar{Y}_H\%$	1,75	0,96	0,74	0,47	0,32	0,21	0,08	0,02	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0

NACA-0009;  $\bar{c}=6\%$

(D)



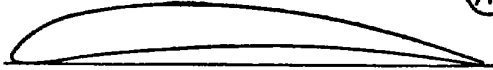
$\bar{X}\%$	0	1,25	2,5	5,0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
$\bar{Y}_B\%$	0	1,31	1,78	2,34	2,86	3,0	2,9	2,65	2,65	2,28	1,83	1,31	0,73	0,06
$\bar{Y}_H\%$	0	-1,31	-1,78	-2,34	-2,86	-3,0	-2,9	-2,65	-2,65	-2,28	-1,83	-1,31	-0,73	-0,06

Рис. 149

HANSEN BPH-8510

(A)

$\bar{\tau}_{\text{HOC}} = 0,8\%$

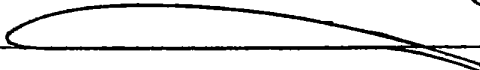


$\bar{X}\%$	0	1,0	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100
$\bar{Y}_B\%$	0,8	3,0	4,5	6,4	7,8	8,9	10,5	11,5	12,0	12,3	12,5	12,0	11,0	9,5	7,0	4,0	0,5
$\bar{Y}_H\%$	0,8	0	0	0	0,2	0,4	1,0	1,5	2,2	2,7	3,6	4,0	4,2	3,9	3,0	1,7	0,0

Jex JTV-1

(B)

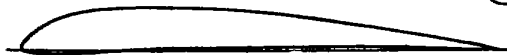
$\bar{\tau}_{\text{HOC}} = 1,5\%$



$\bar{X}\%$	0	1,0	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100
$\bar{Y}_B\%$	2,0	3,3	4,2	5,0	6,3	7,1	8,0	8,5	8,8	9,0	8,8	8,0	6,7	4,6	2,0	-0,1	-4,0
$\bar{Y}_H\%$	2,0	0,64	0,4	0,0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	-2,5	-5,0

SIGURD-ISAACSON-53009

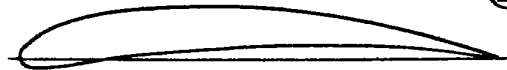
(C)



$\bar{X}\%$	0	2,5	5,0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
$\bar{Y}_B\%$	0	3,4	5,1	7,3	9,0	9,6	9,2	8,5	7,2	5,8	4,1	2,2	0,2
$\bar{Y}_H\%$	0	-0,6	-0,8	-0,6	0,1	0,6	0,7	0,7	0,7	0,6	0,2	0,1	0,0

NACA-25-1,00-10

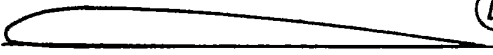
(D)



$\bar{X}\%$	0	1,0	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	35	40	50	60	70	80	90	100
$\bar{Y}_B\%$	1,6	2,9	4,1	5,55	6,7	7,55	8,85	9,75	10,4	10,75	10,95	11	10,85	10,05	8,7	6,55	3,5	0,0
$\bar{Y}_H\%$	0,0	-1,0	-1,35	-1,55	-1,5	-1,35	-0,8	-0,2	0,3	0,8	1,3	1,75	2,55	3,05	3,2	2,8	1,5	0,0

NACA-20A-08

(E)



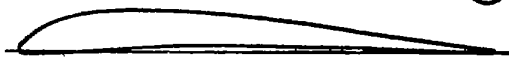
$\bar{X}\%$	0	1,0	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	35	40	50	60	70	80	90	100
$\bar{Y}_B\%$	2,0	4,92	5,8	6,6	7,16	7,48	7,88	8,0	7,92	7,72	7,44	7,12	6,2	5,2	4,0	2,76	1,4	0,0
$\bar{Y}_H\%$	2,0	1,16	0,68	0,28	0,14	0,06	0,02	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0

Рис. 150



LUNESTARK

(A)



$\bar{X}\%$	0	1,25	2,5	5,0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
$\bar{Y}_B\%$	0	2,00	3,14	4,01	6,06	8,55	8,85	8,44	7,54	6,31	4,87	3,01	1,70	0,20
$\bar{Y}_H\%$	0	-0,48	-0,54	-0,51	-0,25	+0,55	1,13	1,32	1,22	0,95	0,59	0,19	-0,10	-0,20

GAIL CHEESEMAN 30-1,25-12

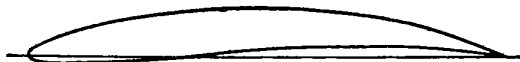
(B)



$\bar{X}\%$	0	1,25	2,5	5,0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
$\bar{Y}_B\%$	1,0	3,25	4,65	6,35	8,85	11,7	13,25	13,80	13,60	12,75	11,05	8,45	4,55	0,0
$\bar{Y}_H\%$	0	-0,75	-1,10	-1,25	-0,95	+0,05	1,10	2,15	3,00	3,55	3,70	3,15	1,70	0,0

J B 6610

(C)

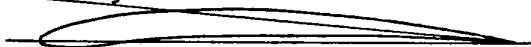


$\bar{X}\%$	0	1,25	2,5	5,0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
$\bar{Y}_B\%$	0	1,8	2,4	3,5	5,45	8,0	9,5	10,2	10,35	10,1	9,1	7,1	4,0	0,0
$\bar{Y}_H\%$	0	-0,9	-1,2	-1,45	-1,45	-1,0	-0,25	+0,5	1,2	1,9	2,2	2,0	1,25	0,0

NACA-4406

ось  $Cy=0$

(D)



$\bar{X}\%$	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
$\bar{Y}_B\%$	0	1,25	1,88	2,79	3,53	4,15	5,15	5,90	6,42	6,76	6,90	6,55	5,85	4,85	3,56	1,96	1,05	0,0
$\bar{Y}_H\%$	0	-0,84	-0,79	-0,82	-0,73	-0,69	-0,25	0,12	0,46	0,74	1,10	1,24	1,27	1,16	0,91	0,49	0,24	0,0

Рис. 151

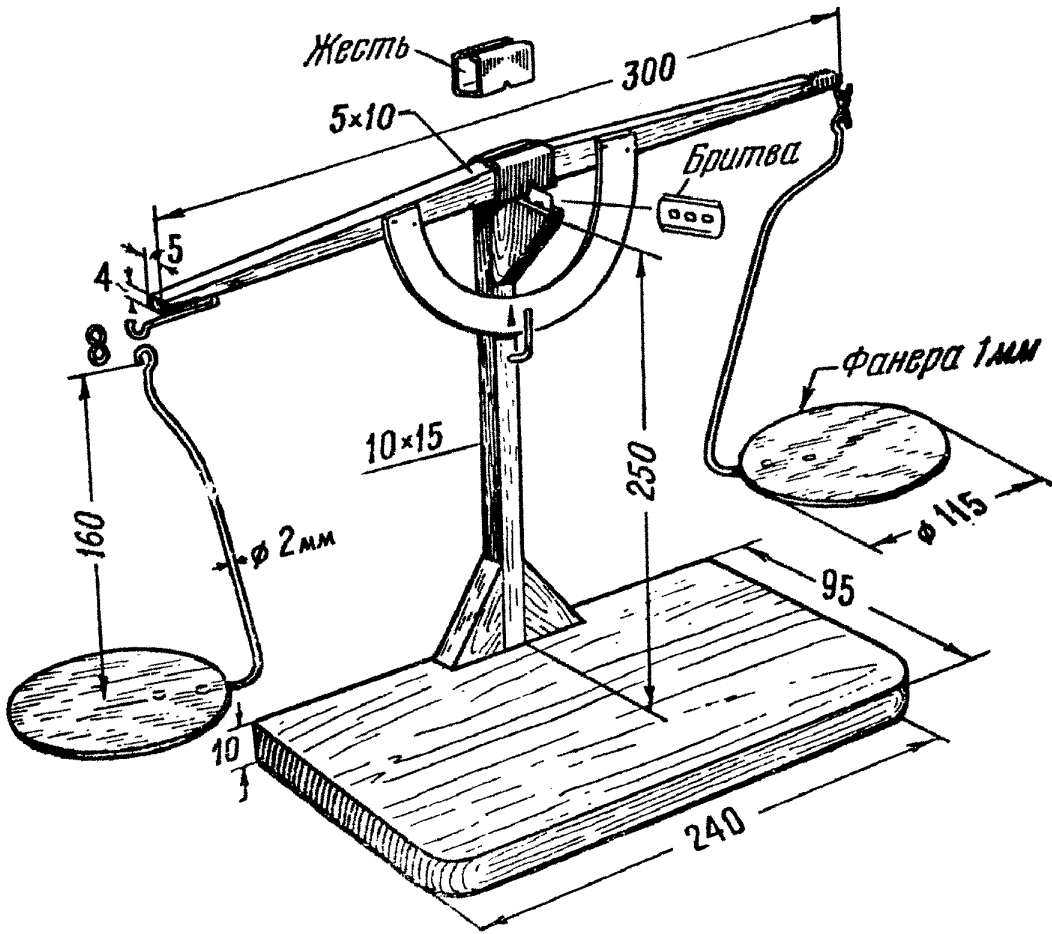


Рис. 152. Простейшие самодельные весы для взвешивания деталей летающих моделей.

Разновесками могут служить медные монеты:

монета 1 коп.	—	весит 1 г
» 2 коп.	»	2 г
» 3 коп.	»	3 г
» 5 коп.	»	5 г

ТАБЛИЦА ЗНАЧЕНИЙ  $C_y^a$  и  $C_y^{a/2}$

$C_y$	$C_y^a$	$C_y^{3/2}$	$C_y$	$C_y^2$	$C_y^{3/2}$
0,00	0,00	0,00	1,10	1,21	1,153
0,05	0,0025	0,0112	1,15	1,322	1,237
0,10	0,010	0,0316	1,20	1,44	1,317
0,15	0,0225	0,058	1,25	1,562	1,400
0,20	0,040	0,0865	1,30	1,690	1,482
0,25	0,0625	0,125	1,35	1,822	1,57
0,30	0,0900	0,165	1,40	1,960	1,657
0,35	0,123	0,207	1,45	2,102	1,750
0,40	0,160	0,253	1,50	2,25	1,840
0,45	0,203	0,3020	1,55	2,402	1,932
0,50	0,250	0,324	1,60	2,560	2,025
0,55	0,303	0,409	1,65	2,722	2,12
0,60	0,360	0,465	1,70	2,89	2,215
0,65	0,423	0,525	1,75	3,062	2,320
0,70	0,490	0,586			
0,75	0,563	0,650			
0,80	0,640	0,718			
0,85	0,722	0,785			
0,90	0,810	0,855			
0,95	0,903	0,926			
1,00	1,000	1,00			
1,05	1,10	1,076			

ТАБЛИЦА ЗНАЧЕНИЙ  $\sqrt{p}$ 

$p, \text{з/д.м}^2$	$\sqrt{p}$	$p, \text{з/д.м}^2$	$\sqrt{p}$	$p, \text{з/д.м}^2$	$\sqrt{p}$
12,1	3,48	14,7	3,83	17,4	4,17
12,2	3,49	14,8	3,85	17,5	4,18
12,3	3,51	14,9	3,86	17,6	4,19
12,4	3,52	15,0	3,87	17,7	4,21
12,5	3,54	15,1	3,89	17,8	4,22
12,6	3,55	15,2	3,90	17,9	4,23
12,7	3,56	15,3	3,91	18,0	4,24
12,8	3,58	15,4	3,92	18,1	4,25
12,9	3,59	15,5	3,94	18,2	4,26
13,0	3,60	15,6	3,95	18,3	4,28
13,1	3,62	15,7	3,96	18,4	4,29
13,2	3,63	15,8	3,98	18,5	4,30
13,3	3,65	15,9	3,99	18,6	4,31
13,4	3,66	16,0	4,00	18,7	4,32
13,5	3,67	16,1	4,01	18,8	4,33
13,6	3,69	16,2	4,03	18,9	4,35
13,7	3,70	16,3	4,04	19,0	4,36
13,8	3,72	16,4	4,05	19,1	4,37
13,9	3,73	16,5	4,06	19,2	4,38
14,0	3,74	16,6	4,07	19,3	4,39
14,1	3,75	16,7	4,09	19,4	4,40
14,2	3,77	16,8	4,10	19,5	4,42
14,3	3,78	16,9	4,11	19,6	4,43
14,4	3,79	17,0	4,12	19,7	4,44
14,5	3,81	17,1	4,14	19,8	4,45
14,6	3,82	17,2	4,15	19,9	4,46
		17,3	4,16	20,0	4,47

## УДЕЛЬНЫЕ ВЕСА АВИАМОДЕЛЬНЫХ МАТЕРИАЛОВ

№ п/п	Наименование материала	Удельный вес, г/м <sup>3</sup>	№ п/п	Наименование материала	Удельный вес, г/см <sup>3</sup>
1	Алюминий АМЦ (листы, ленты)	2,73	26	Олово белое	7,28
2	Авиаль (листы, ленты)	2,69	27	Ольха	0,45
3	Алюминий литой	2,56	28	Пихта	0,44
4	Бальза	0,16	29	Павловния	0,30
5	Бамбук	0,90	30	Плексиглас	1,16—1,18
6	Бакаут	1,30	31	Пробка	0,24
7	Береза	0,73	32	Пенопласт ПС-1-120	0,12
8	Бук	0,68	33	Пенопласт ПС-II-200	0,20
9	Бумага	0,70—1,20	34	Пенопласт ПМ-II-250	0,250
10	Граб	0,67	35	Пластмасса	1,30—1,45
11	Дюраль листовой	2,80	36	Резиновые изделия	1,0—1,50
12	Дуб	0,70	37	Самшит	0,91—1,16
13	Ель	0,48	38	Свинец	11,30
14	Железо	7,80—7,85	39	Смола	1,07
15	Каучук	0,92—0,96	40	Сосна	0,52
16	Кукуруза (сердце-вина)	0,040	41	Спрус	0,45
17	Кожа	0,86—1,02	42	Сталь	7,85
18	Красное дерево	0,56	43	Текстолит	1,35—1,40
19	Латунь	8,4—8,65	44	Тополь	0,47
20	Липа	0,48	45	Фанера	0,80
21	Лигностин (дельта древесины)	1,36—1,46	46	Фибра	1,30
22	Лиственница	0,70	47	Цинк	6,85—7,15
23	Магний	1,70—1,80	48	Янтарь	1,08
24	Медь	8,93	49	Ясень	0,70
25	Молибденовая сталь	8,10	50	Электрон	1,78

ВЕСА РАЗЛИЧНЫХ ПОКРЫТИЙ ЛАКАМИ И КРАСКАМИ  
ПАПИРОСНОЙ БУМАГИ И МАТЕРИИ<sup>1</sup>

Материал	Чем покрыто и сколько раз				Вес 1 дм <sup>2</sup> обтяжки в граммах	Примечание
	Эмали 1-го покрытия	Эмали 2-го покрытия	Цветной эма- лит	Эмалевая краска		
Мадаполам	3	—	—	—	1,65	Хорошая натяжка
То же	3	2	—	—	2,4	То же
»	3	—	2	—	2,7	»
Папиросная бумага	1	—	—	—	0,2	Слабая натяжка
То же	2	—	—	—	0,35	Хорошая натяжка
»	3	—	—	—	0,50	Сильная натяжка
»	3	2	—	—	1,15	Обтяжка хорошая
»	3	—	2	—	1,25	То же
»	3	—	—	2	1,3	»
Шелк (типа «эксельснор»)	3	—	—	—	0,75	Хорошая натяжка
То же	2	1	—	—	0,90	То же
»	2	—	1	—	0,95	»
»	3	—	2	—	1,45	»
»	2	—	—	1	1,0	Покрытие гладкое
»	3	—	—	2	1,5	Покрытие хоро- шее

<sup>1</sup> Составлено по книге Г. Борзова «Обтяжка и окраска летающих моделей», Редиздат ОАХ, 1939 г.

ТАБЛИЦА СРЕДНИХ ВЕСОВ 1 дм<sup>2</sup> КРЫЛА И  
СТАБИЛИЗАТОРА МОДЕЛЕЙ ПЛАНЕРОВ

Конструктивные особенности крыла	Вес 1 дм <sup>2</sup> в граммах
<p>Два лонжерона, часто расположенные нервюры (40—50 мм). Лобик из ватмана</p>	8,4
<p>Относительная толщина профиля — меньше 9%. Обычная конструкция крыла.</p>	6,8
<p>Относительная толщина профиля — больше 9%. Обычная конструкция крыла.</p>	5,2
<p>Среднее значение веса, которое надо принимать при предварительном проектировании</p>	6,2
<p>Облегченная конструкция крыла, нервюры расположены редко (70—80 мм)</p>	3,9
Конструктивные особенности стабилизатора	Вес 1 дм <sup>2</sup> в граммах
<p>Два лонжерона, нервюры фанерные без облегчения, обтяжка — плотная папиросная бумага</p>	6,6
<p>Два лонжерона, конструкция облегченная</p>	5,6
<p>Один лонжерон нервюры расположены часто (40—50 мм), без облегчения</p>	4,6
<p>Среднее значение веса, которое надо принимать при предварительном проектировании</p>	5,0
<p>Один лонжерон, нервюры расположены редко (70—80 мм), нервюры фанерные с облегчением или из сосновых реек. Обтяжка — конденсаторная бумага</p>	2,8

**СТАТИСТИКА ВЕСОВ КРЫЛА И СТАБИЛИЗАТОРА  
МОДЕЛЕЙ ПЛАНЕРОВ КЛАССА А-2  
ВСЕСОЮЗНЫХ СОСТЯЗАНИЙ АВИАМОДЕЛИСТОВ 1955 г.**

№ п/п	Фамилия авиамоделиста	Размах крыла в мм	Вес в граммах 1 дм <sup>2</sup> крыла	Размах стабили- затора в мм	Вес в граммах 1 дм <sup>2</sup> стабили- затора
1	2	3	4	5	6
1	Бовт	1 540	4,3	600	3,3
2	Григоренко	1 900	8,4	560	4,0
3	Григоренко	1 900	7,7	560	6,0
4	Бовт	1 760	4,4	680	4,4
5	Кринченко	1 795	3,9	550	3,6
6	Кринченко	1 860	4,5	455	4,0
7	Федосков	1 820	5,0	445	3,3
8	Федосков	1 650	5,9	465	3,7
9	Тишутин	1 650	5,4	610	4,1
10	Тишутин	1 800	6,8	605	4,2
11	Кочкарев	1 940	4,1	700	3,0
12	Кочкарев	1 910	4,4	610	4,2
13	Улосевич	1 940	4,5	590	4,7
14	Улосевич	1 820	3,9	730	3,6
15	Батурлов	1 545	5,6	488	3,9
16	Батурлов	1 640	5,6	519	3,6
17	Терехов	1 660	6,2	600	5,2
18	Терехов	2 660	5,5	540	3,1
19	Чеботаев	1 640	5,9	615	4,8
20	Бердиев	1 850	4,9	400	7,0
21	Симонов	1 730	5,2	400	5,2
22	Шаповалов	1 800	5,6	400	5,8



*Продолжение*

1	2	3	4	5	6
23	Шаповалов	2 010	9,1	600	5,8
24	Пранскетис	1 825	5,4	630	4,4
25	Пранскетис	1 930	5,6	588	4,2
26	Прохожев	2 400	4,2	520	4,8
27	Морозов	1 900	5,7	595	3,6
28	Егоров	1 700	5,30	528	3,6
29	Егоров	1 700	5,9	627	4,9
30	Лазарев	2 100	5,6	800	4,7
31	Кулик	1 760	6,5	525	4,6
32	Фомичев	1 400	3,9	658	4,2
33	Кузин	2 200	6,4	540	4,3
34	Блаженев	1 860	4,6	550	3,4
35	Блаженев	1 850	4,4	540	3,4
36	Енин	1 840	6,2	500	4,4
37	Енин	1 980	5,9	450	3,0
38	Усик	1 835	6,6	365	5,2
39	Усик	2 000	6,0	540	4,0
40	Багридян	2 000	4,9	550	5,5
41	Багридян	1 570	5,1	640	4,4
42	Микаладзе	2 220	6,2	600	4,1
43	Микаладзе	1 880	5,5	420	5,3
44	Бирюков	1 540	5,2	480	5,2
45	Бирюков	1 950	4,7	540	6,7

## ИСПОЛЬЗОВАННАЯ ЛИТЕРАТУРА

- Г. В. Миклашевский. Летающие модели. Оборонгиз, 1946 г.
- «Рекордные летающие модели». Сборник под ред. И. К. Костенко и Э. Б. Микиртумова. Оборонгиз, 1950 г.
- О. К. Гаевский. Летающие модели планеров. Изд. ДОСААФ, 1955 г.
- И. К. Костенко. Летающие модели планеров. Изд. ОНТИ, 1935 г.
- В. С. Ведров. Динамическая устойчивость самолета. Оборонгиз, 1938 г.
- И. В. Остославский и Г. С. Калачев. Продольная устойчивость самолета. Оборонгиз, 1951 г.
- И. В. Остославский и В. М. Титов. Аэродинамический расчет самолета. Оборонгиз, 1947 г.
- А. Л. Райх. Расчет боковой динамической устойчивости самолета. ЦАГИ, № 453, 1939 г.
- F. W. Schmitz. Aerodynamik des Flugmodels, Tragflüelmessungen, 1942 г.
- F. W. Schmitz. (Zur Aerodynamik der kleinen Reynolds—Zahlen) Jahrbuch der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt WGL, 1953 г.
- П. М. Ширманов и В. П. Горский. Атлас профилей. Изд. ОНТИ, 1932 г.
- А. П. Ковалев. Аэродинамические исследования летающих моделей. Изд. ОАХ, 1933 г.
- Н. Н. Фадеев. Аэродинамический расчет планера. Изд. «Авиакхим», 1925 г.
- «Report NASA» № 586 за 1937 год.
- В. Б. Шавров. Справочник для конструкторских бюро по самолетостроению. Изд. БНТ, 1945 г.
- Н. П. Попов и Л. И. Глезер. Справочник по весам авиаматериалов. Оборонгиз, 1949 г.
- Журналы: «Крылья Родины», 1956 г.; «Soaring», 1955 г.; «Aeromodeller», 1954, 1955 гг.; «Model Aircraft», 1953, 1955 г.; «Air Trails», 1950 г.; «Model Airplane News», 1932, 1933 гг.; «Letecky modelár», 1956, 1957 гг.; «Schweizer Aero-Revue», 1946 г.; «Thermik», 1955 г.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

### Глава первая

#### АЭРОДИНАМИКА МОДЕЛИ ПЛАНЕРА

1. Основные требования к модели планера . . . . .	3
2. Скорость снижения и аэродинамическое качество . . . . .	5
3. Скорость планирования . . . . .	7
4. Поляра модели и ее аэродинамическое качество . . . . .	9
5. Определение режима наименьшей скорости снижения $V_{\text{умин}}$ . Оптимальный $C_y$ . . . . .	12
6. Индуктивное сопротивление крыла . . . . .	13
7. Вязкость воздуха. Пограничный слой . . . . .	16
8. Ламинарное и турбулентное обтекание. Число $Re$ . . . . .	19
9. Обтекание крыла ламинарным и турбулентным пограничными слоями . . . . .	22
10. Турбулентные профили . . . . .	25
11. Ламинарные профили . . . . .	29
12. Профили, применяемые для летающих моделей . . . . .	30
13. Проектирование профилей для летающих моделей . . . . .	31
14. Искусственная турбулизация пограничного слоя на малых $Re$ . . . . .	35
15. Построение поляры крыла . . . . .	41
16. Получение поляры модели . . . . .	42
17. Определение оптимального $C_y$ и наименьшей скорости снижения $V_{\text{умин}}$ . . . . .	48

### Глава вторая

#### БАЛАНСИРОВКА И УСТОЙЧИВОСТЬ МОДЕЛИ

1. Продольная устойчивость . . . . .	52
2. Средняя аэродинамическая хорда крыла . . . . .	54
3. Выбор размеров стабилизатора и положения центра тяжести модели . . . . .	57
4. Влияние продольного момента инерции модели на затухание колебаний . . . . .	67
5. Продольная балансировка модели планера . . . . .	68
6. Боковая устойчивость . . . . .	82

## Глава третья

### НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МОДЕЛЕЙ

1. Силы, действующие на модель в полете . . . . .	92
2. Расчет модели на прочность . . . . .	98
3. Модели планеров типа «Летающее крыло» . . . . .	109
4. Устройства для запуска моделей планеров . . . . .	114
5. Весовой расчет модели . . . . .	116
6. Расчет центровки . . . . .	127

## Глава четвертая

### ПОРЯДОК ПРОЕКТИРОВАНИЯ МОДЕЛИ ПЛАНЕРА

1. Выбор типа модели, схемы модели, определение размаха и площади крыла . . . . .	132
2. Определение удлинения крыла . . . . .	137
3. Определение длины хорды крыла . . . . .	138
4. Определение площади и удлинения стабилизатора	139
5. Определение площади и удлинения киля . . . . .	139
6. Определение длины модели и миделевой площади фюзеляжа . . . . .	139
7. Определение полетного веса модели . . . . .	140
8. Выбор профиля крыла и оперения . . . . .	141
9. Построение поляры крыла и поляры модели . . . . .	141
10. Определение оптимального $C_y$ и подсчет коэффициента мощности . . . . .	142
11. Определение скорости планирования и вертикальной скорости . . . . .	142
12. Определение оптимального угла атаки крыла . . . . .	143
13. Определение длины носовой части . . . . .	143
14. Вычерчивание видов модели в плане и сбоку . . . . .	143
15. Определение потребного значения $V_{в.о}$ и плеча киля . . . . .	144
16. Определение поперечного $V$ крыла . . . . .	144
17. Определение величины и положения средней аэродинамической хорды (САХ) . . . . .	145
18. Определение предельно-передней и предельно-задней центровок модели . . . . .	145
19. Расчет веса отдельных частей модели . . . . .	146
20. Расчет центровки . . . . .	146
21. Расчет коэффициента продольного момента крыла . . . . .	149
22. Расчет потребного значения угла атаки стабилизатора . . . . .	149
23. Расчет скоса потока у оперения . . . . .	150
24. Определение потребного угла установки стабилизатора . . . . .	150
25. Выбор положения крючка . . . . .	150
26. Расчет размеров лонжеронов крыла . . . . .	150
27. Выбор расположения нервюр и шпангоутов . . . . .	151

28. Конструкция деталей модели . . . . .	152
29. Вычерчивание рабочего чертежа модели . . . . .	152
Приложения . . . . .	160
Использованная литература . . . . .	197

*Игорь Константинович Костенко*  
**РАСЧЕТ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ  
МОДЕЛЕЙ ПЛАНЕРОВ**

Редактор *Е. В. Ефремова*                      Техн. редактор *М. С. Карякина*  
Художеств. редактор *Б. А. Васильев*  
Корректор *Л. И. Померанцева*

Г-41460 Сдано в набор 19/VI—57 г. Подписано к печати 29/III—58  
Бумага 84×108<sup>1/32</sup> 6,25 физ. п. л.=10,25 усл. п. л.+2 вкл.  
Уч.-изд. л.=9,68 Изд. № 5/980 Цена 3 руб. Тираж 23000 экз.  
Издательство ДОСААФ, Москва, Б-66, Ново-Рязанская ул., д. 26

Типография Изд-ва ДОСААФ, г. Тушино. Зак. 1601

Рис. 90. График для определения веса листового материала

