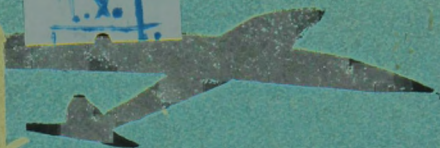


62.9.13

K 72

Л.Х.



18



И. К. КОСТЕНКО

*Летающие*

МОДЕЛИ

*планеров*

C-10970.

*g*

онти • 1935

КОНТРОЛЬНЫЙ ЛИСТОК  
СРОКОВ ВОЗВРАТА

КНИГА ДОЛЖНА БЫТЬ  
ВОЗВРАЩЕНА НЕ ПОЗЖЕ  
УКАЗАННОГО ЗДЕСЬ СРОКА

Колич. пред. выдач

Д.Х.

08.

113

10970.





И. Н. КОСТЕНКО

629.13  
К72

18

# ЛЕТАЮЩИЕ МОДЕЛИ ПЛАНЕРОВ

1944 г.

С-10940  
04601  
50

737

РХИЗ

2-1

4-1

КНИГОХРАНИЛИЩ

СБЛ. БИБЛИОТЕКИ

г. СВЕРДЛОВСК

ОНТИ

ГЛАВНАЯ РЕДАКЦИЯ

НАУЧНО-ПОПУЛЯРНОЙ И ЮНОШЕСКОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

Москва

1935

Ленинград

0540

## СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
<i>Введение</i> . . . . .	3
<i>Глава I. Необходимые сведения из аэродинамики</i> . . . . .	8
<i>Глава II. Планирующий и парящий полет</i> . . . . .	25
<i>Глава III. Элементы теории модели планера</i> . . . . .	36
<i>Глава IV. Расчет модели планера</i> . . . . .	48
<i>Глава V. Запуск модели планера</i> . . . . .	59
<i>Глава VI. Постройка моделей планеров</i> . . . . .	76
<i>Глава VII. Развитие модели планера</i> . . . . .	92
<i>Глава VIII. Летающая модель планера в СССР</i> . . . . .	103
<i>Приложения</i> . . . . .	126

Редактор А. Жабров.

Техн. редактор З. Лившиц.

Обл. худ. И. Тененбаума.

ТКК № 109. Изд. № 38. Индекс НП-6-4. Тираж 15 000. Сдано в набор 2/X 1935 г. Подписано в печать 28/XII 1935 г. Формат бумаги 82 × 110. Уч.-авт. лист. 7,05. Бум. лист. 2 $\frac{1}{4}$ . Печатн. знак. в бум. листе 146 000. Заказ № 1570. Уполн. Главл. № В-32369. Выход в свет декабрь 1935 г.

3-я тип. ОНТИ им. Бухарина. Ленинград, ул. Моисеенко, 10.

## ВВЕДЕНИЕ

Наш советский авиамоделизм за последние четыре года по техническим достижениям поставил себя на одно из первых мест в мире. Но если мы познакомимся с нашими рекордами, то убедимся, что до 1934 г. внимание моделлистов было сосредоточено в основном на летающей модели самолета с резиновым мотором. Как большие заслуги советского авиамоделизма по этим моделям следует признать: 1) создание схемы фюзеляжной модели, приспособленной для дальнего полета на резиномоторе (тип рейсовой модели Миклашевского), 2) создание схемы фюзеляжной модели, приспособленной для рекордных, весьма продолжительных и дальних полетов в восходящих потоках воздуха (тип моделей Зюрина) и 3) создание класса летающих моделей — копий самолетов, не уступающих по своим летным качествам средним рекордным моделям.

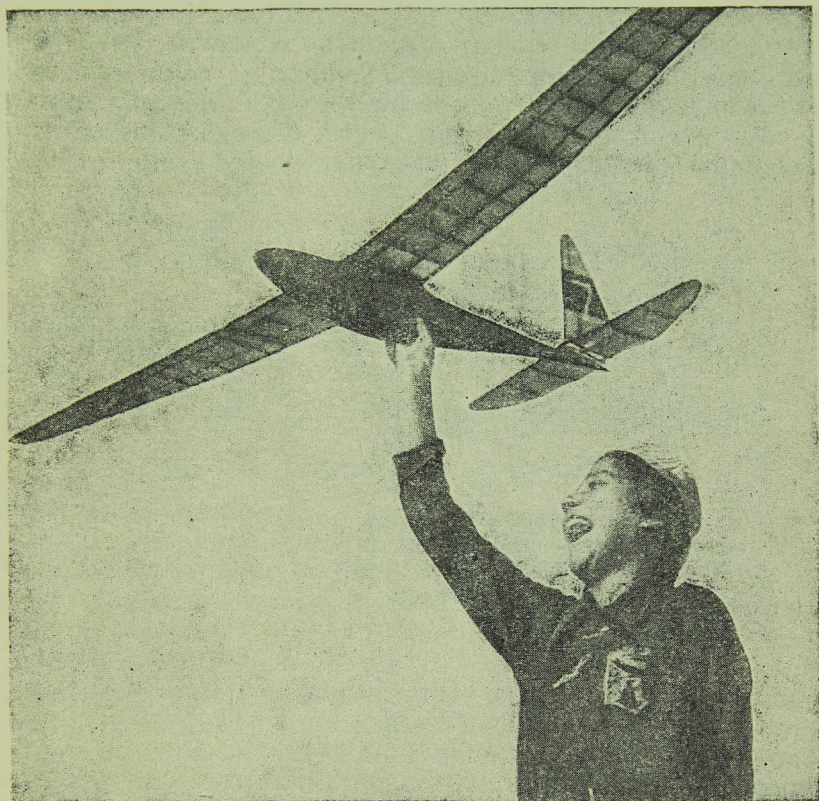
Модели же безмоторные — летающие модели планеров — наших моделлистов занимали меньше, чем моторные. Холодность ребят к моделям планеров объяснялась мнением, будто модели планеров „летают хуже моторных“, а хуже летающую модель строить было конечно неинтересно. Мнение об ограниченных летных возможностях моделей планеров имело кое-какие основания. Для продолжительного и дальнего полета модели планера нужно подходящее место старта, а именно — холмы достаточной высоты и наличие соответствующего ветра, т. е. примерно те же условия, что и для полета полноразмерного планера. До 1934 г. старты моделей планеров на всесоюзных слетах проводились неподалеку от стартов моторных моделей, и ясно, что на ровной (или почти ровной) местности моделям планеров нечего было

и гоняться за своими моторными собратьями. Отсутствие хорошего старта для моделей планеров ограничило их летные возможности, а это, понятно, не могло не сказаться на популярности модели планера в глазах наших моделестов. Поэтому по моделям планеров у нас имелось очень сильное отставание от заграницы, вследствие чего в 1934 г. перед советским авиамоделлизмом и была поставлена задача: обратить особое внимание на модели планеров и добиться мировых рекордов дальности и продолжительности по этим моделям.

1934 год и явился переломным. В 1934 г. был полностью освоен старт моделей планеров в Коктебеле, был поставлен мировой рекорд продолжительности полета модели планера (на сегодняшний день этот рекорд уже превзойден нашими же моделестами) и было дано известное направление для конструирования хорошо летающей рекордной безмоторной модели (фиг. 1). Внимание, которое было обращено со стороны наших руководящих авиамоделльных организаций на модели планеров, объясняется конечно не только одним желанием завоевать мировое первенство и в этой области юношеского авиаспорта; модели планеров имеют очень большое значение с точки зрения повышения авиационной культуры наших моделестов; работа над моделью способствует естественному переходу от модели планера к планеру, так как на модели планера авиамоделесту представляется возможным изучить физику полета планера, планерную метеорологию и некоторые конструктивные формы „всамделишных“ планеров.

Модель планера не менее интересна, чем модель самолета. Можно сконструировать такую простую модель планера, которая сможет быть построена моделестом, как первая летающая модель, и полетами своими прельстит его не хуже моторной модели, на которую он потратил бы больше времени. Летающие модели планеров могут служить для экспериментирования при работе над самолетами новых форм. Некоторым „но“ в этом вопросе может явиться то обстоятельство, что модель неуправляема в полете и летит все на одном и том же режиме (угле атаки крыла), в то время как натуральный самолет управляем и может менять углы атаки в полете по желанию пилота. Можно установить на мо-

дели планера простой механизм, который сможет внезапно менять режим ее полета. Примером такого механизма служит ветрянка (фиг. 2), имеющая ось с винтовой нарезкой; эта ось по мере вращения ветрянки от встречного потока воздуха выворачивается из муфты; после

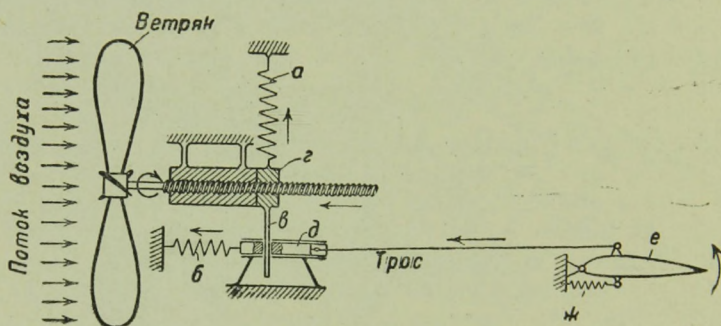


Фиг. 1.

того как она совсем вывернется из муфты, последняя, будучи свободной, под влиянием пружины *а* переместится, удалив тем самым иглу *в*, сдерживающую пружину *б* от сокращения, из поршенька *д*. Сократившаяся пружина заставит изменить угол наклона соответствующих руле-

вых поверхностей. Подобная схема весьма проста и легка по весу, так что ею можно снабдить модель планера размахом даже в 1,2—1,3 м. Авиамоделист, который будет строить и пускать летающие модели планеров для исследовательских целей, пополнит, во-первых, свои знания и сможет, во-вторых, принести реальную пользу авиатехнике.

Модель планера может служить хорошим учебным пособием при изучении планирующего и парящего полета в планерных школах, авиавузах, для демонстрации на лекциях и пр. Очень интересно было бы построить летающую модель планера, управляемую по радио



Фиг. 2.

с двухместного планера. При размахе крыла в 4—5 м и радиусе действия управления в 1 км подобное устройство можно было бы использовать для „нащупывания“ восходящих потоков.

Модель планера можно использовать и в качестве мишени при стрельбах зенитной артиллерии.

По моделям планеров до сего времени руководящей литературы не было, но необходимость в ней давно уже назрела. Эта книга и является первой попыткой восполнить этот пробел и дать квалифицированному моделисту необходимый материал.

Ниже мы даем таблицу достижений по моделям планеров в СССР, США и Германии.

*Достижения по моделям планеров на 1 января 1936 г.*

Страны	Из рук с земли		Высотный старт		Примечание
	Дальность	Продолжительность	Дальность	Продолжительность	
СССР	12 250 м	1 час 05 сек. Краснодар 1935 г.	21 км. Бреднев Аз.-Черн. край	15 мин. 10 сек. Зинченко Москва 1935	
США	—	—	—	23 мин. 13 сек. Р. Файль Акрон, июнь 1934	Старт проводился „буксировкой“ на нитке до высоты 60 м.
Германия	13 500 м Бессер 1935 г.	12 мин. 35 сек. 1934 г.	19 500 м Мантель 1935 г.	40 мин. 22 сек. Лангер 1935 г.	

## Глава I

### НЕОБХОДИМЫЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ АЭРОДИНАМИКИ

Для того чтобы все последующие рассуждения были ясны и понятны, вспомним основы аэродинамики <sup>1</sup>.

Если тело какой-либо формы передвигается в воздухе с известной скоростью, то на тело будет действовать сила сопротивления воздуха, которая будет зависеть от плотности воздуха, от размеров тела, от скорости движения тела относительно воздуха и от формы тела. Эта зависимость выражается формулой

$$R_x = \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x. \quad (1)$$

В этой формуле:

$\rho$  — плотность воздуха,

$S$  — наибольшая площадь сечения, перпендикулярного направлению движения, в  $m^2$ ,

$V$  — скорость движения в  $m/sec$ ,

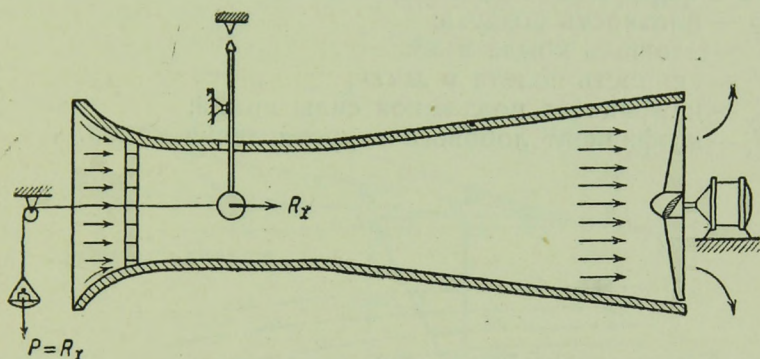
$C_x$  — коэффициент, характеризующий силу сопротивления с точки зрения формы тела.

Если мы захотим подсчитать, какая сила сопротивления будет действовать на деталь самолета, планера или модели, то увидим, что все величины, входящие в выражение для  $R_x$ , нам известны, кроме  $C_x$ . В самом деле, размеры детали нам известны, следовательно определим  $S$ . Скорость полета  $V$  нам задана; плотность воздуха  $\rho$  — известна; что же касается коэффициента  $C_x$ , то его обычно определяют в аэродинамических трубах из продувки.

---

<sup>1</sup> Аэродинамика есть наука о силах, возникающих при движении в воздухе.

В аэродинамической трубе (фиг. 3) закрепляют ту или иную деталь самолета и подвергают ее воздействию потока воздуха. На весах, схематически показанных на фиг. 3, замеряется сила сопротивления воздуха  $R_x$ . Плотность воздуха определяется в зависимости от температуры и давления воздуха и обычно у земли равна  $0,125 \frac{\text{кг/сек}^2}{\text{м}^4}$ . Площадь  $S$  измеряется непосредственно на детали. Скорость потока  $V$  измеряется специальными приборами. Все величины, кроме  $C_x$ , являются извест-



Фиг. 3.

ными. В результате продувки в трубе мы можем определить  $C_x$  продутой детали:

$$C_x = \frac{R_x}{\rho \cdot S \cdot V^2}.$$

Определенные таким образом  $C_x$  для ряда деталей самолета и геометрических тел даны в „Приложениях“ (табл. 1). Из этой таблицы видно, что наименьший  $C_x$  имеет тело каплеобразной формы. Отсюда делаем вывод, что всем деталям летательных аппаратов, подверженным воздействию воздушного потока, надлежит придавать для уменьшения лобового сопротивления именно такую форму (исключение представляет собой купол парашюта, где взято тело с наибольшим  $C_x$  для увеличения силы сопротивления, что и дает медленный спуск).

Если в воздухе мы будем продвигать крыльевую поверхность, то на нее воздух окажет давление. Силу этого давления  $R$  (фиг. 4) можно разложить на подъемную силу  $R_y$  и на силу лобового сопротивления  $R_x$ . Подъемная сила  $R_y$  выражается формулой:

$$R_y = \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_y; \quad (2)$$

лобовое сопротивление  $R_x$  выражается формулой:

$$R_x = \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x. \quad (2a)$$

В этих формулах:

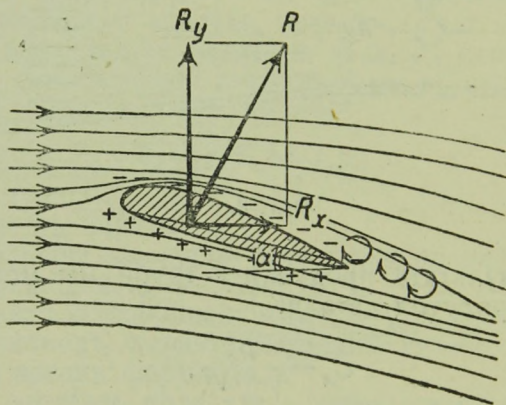
$\rho$  — плотность воздуха;

$S$  — площадь крыла в  $\text{м}^2$ ;

$V^2$  — скорость полета в  $\text{м/сек}$ ;

$C_y$  — коэффициент подъемной силы крыла;

$C_x$  — коэффициент лобового сопротивления крыла.

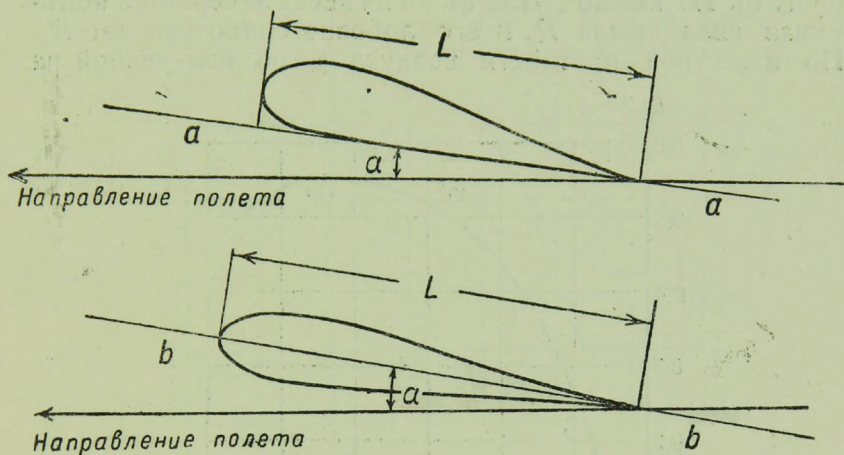


Фиг. 4.

Коэффициенты  $C_y$  и  $C_x$  зависят в основном от формы профиля крылевой поверхности и от положения профиля относительно скорости полета (или направления потока при неподвижном крыле). Положение профиля относительно скорости полета фиксируется „углом атаки“ крыла. Для того чтобы уяснить себе понятие угла атаки, познакомимся с „хордой крыла“.

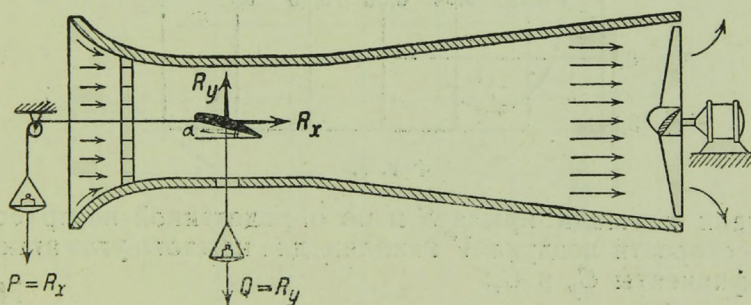
Хорда крыла — это прямая, касательная к нижней части профиля; когда же форма профиля такова, что

имеет выпуклость снизу, то хорду проводят через самую переднюю и самую заднюю точки профиля; в первом случае будет „внешняя хорда“, во втором — „внутренняя хорда“ (фиг. 5).



Фиг. 5.

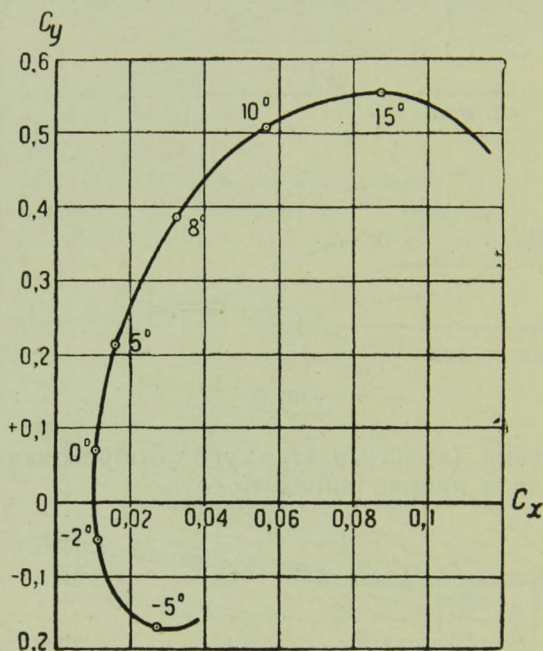
Углом атаки ( $\alpha$ ) называется угол, образованный хордой профиля и направлением полета.



Фиг. 6.

Для определения подъемной силы и лобового сопротивления крыла на разных углах атаки конструктору самолета или летающей модели необходимо иметь значения  $C_y$  и  $C_x$  в зависимости от углов атаки для выбран-

ного профиля крыла. Для этого в аэродинамических трубах продуваются крылья с профилями разных форм, причем каждое крыло продувается под разными углами атаки (в среднем на углах атаки от  $-5^\circ$  до  $+18^\circ$ ) (фиг. 6). На каждом угле атаки на весах замеряется подъемная сила крыла  $R_y$  и его лобовое сопротивление  $R_x$ . По известной плотности воздуха  $\rho$ , по измеренной на

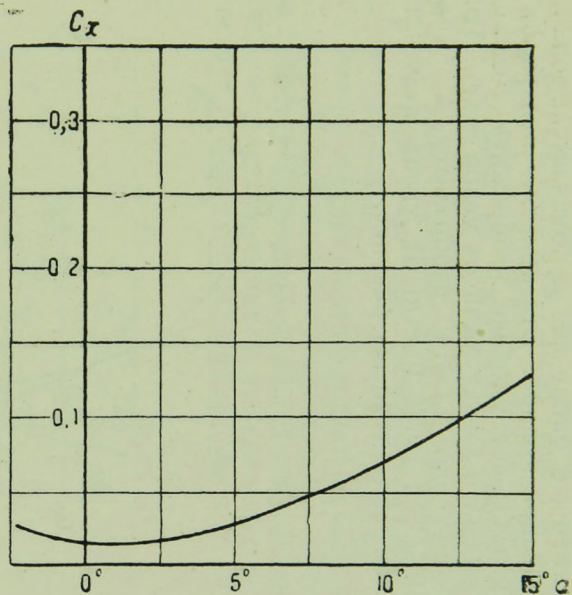
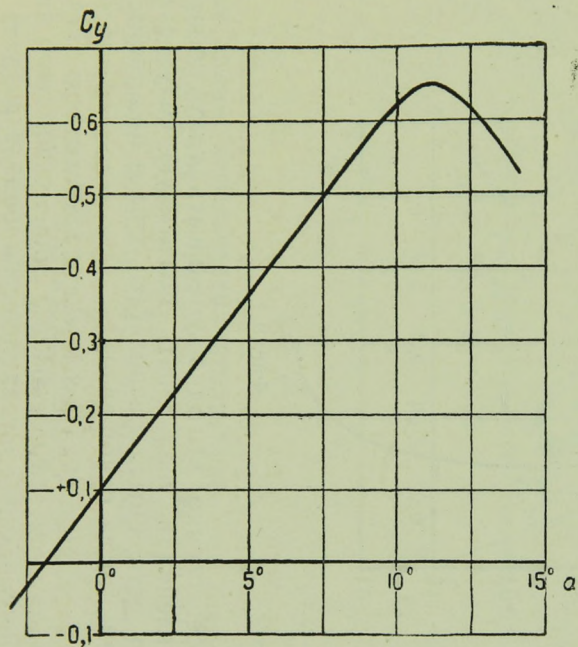


Фиг. 7.

модели площади крыла  $S$  и по определенной на приборах скорости воздуха  $V$  находим для каждого угла атаки коэффициенты  $C_y$  и  $C_x$ :

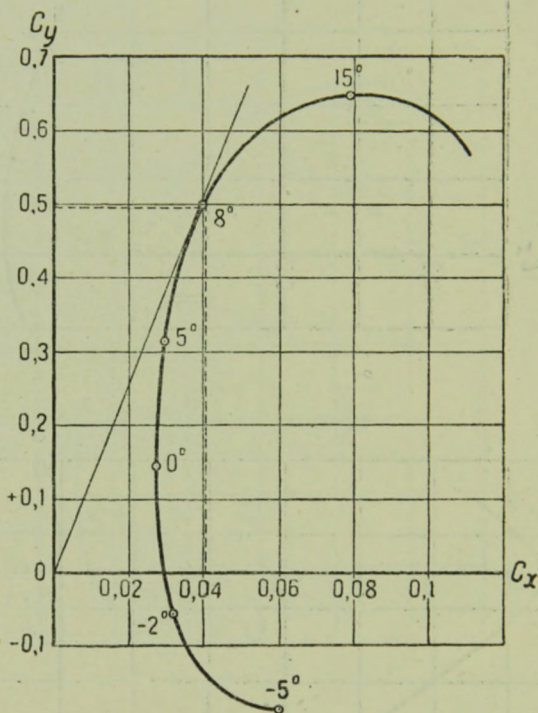
$$C_x = \frac{R_x}{\rho \cdot S_{кр} V^2}; \quad C_y = \frac{R_y}{\rho \cdot S_{кр} V^2}.$$

Полученные таким образом  $C_x$  и  $C_y$  наносятся на клетчатую бумагу. На горизонтальной оси откладываются  $C_x$ , на вертикальной  $C_y$  (фиг. 7); каждая точка, полученная на этом графике, соответствует определенному углу



Фиг. 8.

атаки, который около нее и помечается; точки соединяются плавной кривой. Эта кривая — поляра Лилиенталя. Иной раз бывает удобнее изображать коэффициенты  $C_x$  и  $C_y$  каждый в зависимости от углов атаки. Тогда  $C_y$  на углах от  $2^\circ$  до  $12-14^\circ$  изобразится в виде прямой (фиг. 8).  $C_x$  в зависимости от углов атаки изображен на правой части того же рисунка.



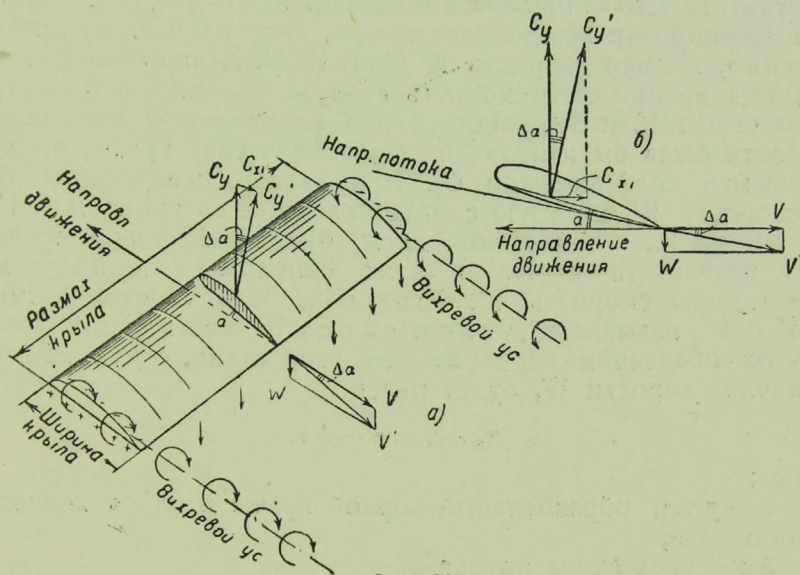
Фиг. 9.

Нам безусловно выгодно уменьшать силу лобового сопротивления и увеличивать подъемную силу; следовательно есть смысл располагать крыло под таким углом атаки, когда отношение

$$\frac{R_y}{R_x} = \frac{\rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_y}{\rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x} = \frac{C_y}{C_x}$$

наибольшее.

Это соотношение называется аэродинамическим качеством крыла. Для определения наивыгоднейшего угла атаки, т. е. для того чтобы узнать, при каком угле атаки получается наибольшее качество, нужно провести касательную к поляре Лилиенталя из начала координат этой поляры. Наибольшее аэродинамическое качество для поляры, изображенной на фиг. 9, будет равно 12,5 при угле атаки  $+8^\circ$ . Для разных по форме профилей крыльев будут разные поляры Лилиенталя и соответственно разные наибольшие качества. Хорошими профилями крыльев считаются те, которые имеют большие качества и имеют достаточную толщину для размещения лонжеронов внутри крыла.



Фиг. 10.

Мы видим, что качество крыла будет тем больше, чем меньше лобовое сопротивление крыла. Рассмотрим, от чего зависит лобовое сопротивление крыла.

Представим себе крыло, движущееся в воздухе под некоторым углом к направлению движения (фиг. 10а). Воздух, проходящий над крылом, разрежен, т. е. давление там пониженное [обозначим эту зону знаком минус (—)]; давление же воздуха под крылом, наоборот,

повышенное [эту зону обозначим знаком плюс (+)]. В результате разности давлений под и над крылом и создается подъемная сила крыла, которая характеризуется коэффициентом подъемной силы  $C_y$ . На концах крыла подкрыльный поток (где повышенное давление) стремится перейти в надкрыльную зону (где пониженное давление), вследствие чего на концах крыла и образуются вихри, идущие из-под крыла кверху; так как воздух движется относительно крыла, то эти вихри, естественно, срываются с концов крыла, образуя сзади крыла два вихревых уса. Эти вихревые усы в своем вращательном движении увлекают и близрасположенный воздух, в результате чего за крылом появляется некоторая составляющая скорости воздушного потока, направленная сверху вниз, именно скорость  $W$  (фиг. 10, б). Если бы этой скорости не было, то скорость воздуха относительно крыла была бы  $V$ , и перпендикулярно направлению этой скорости была бы направлена подъемная сила крыла, выражаемая коэффициентом  $C_y$ . При наличии же добавочной скорости  $W$ , которую следует сложить со скоростью  $V$ , направление подъемной силы будет несколько иное. В результате сложения этих скоростей мы получим истинную скорость  $V'$ . Угол, образованный скоростями  $V$  и  $V'$ , называется углом скоса потока. Если этот угол обозначим через  $\Delta\alpha$ , то угол атаки, с учетом наличия скорости  $W$ , будет равен

$$\alpha_{\text{действ}} = \alpha - \Delta\alpha,$$

где:

$\alpha$  — угол, образованный хордой крыла и направлением движения,

$\Delta\alpha$  — угол скоса потока.

Таким образом поток воздуха фактически движется по направлению скорости  $V'$ ; следовательно перпендикулярно этой скорости и должна быть направлена действительная подъемная сила  $C_{y'}$ . Значит  $C_y$ , который мы рассматривали выше, должен быть склонен на угол  $\Delta\alpha$ . За счет отклонения  $C_y$  на угол  $\Delta\alpha$  мы получим проекцию на направление движения крыла (т. е. на направление скорости  $V$ ). Эта проекция носит название индуктивного сопротивления крыла и характеризуется коэффициентом индуктивного сопротивления  $C_x$ .

Посмотрим теперь, от чего зависит угол скоса потока  $\Delta\alpha$ . Раньше мы говорили о том, что скорость  $W$  есть следствие вихрей, возникающих на концах крыльев из-за наличия разности давлений под и над крылом, иными словами, из-за наличия подъемной силы. Скорость  $W$  определяет скос потока  $\Delta\alpha$ ; значит, если  $W$  есть следствие наличия подъемной силы, то и  $\Delta\alpha$  определяется величиной этой подъемной силы, выражаемой обычно через коэффициент подъемной силы  $C_y$ . Кроме подъемной силы интенсивность вихрей (значит и величина скорости  $W$ , а также и угол  $\Delta\alpha$ ) определяется еще соотношением размаха крыла к его ширине. Это соотношение называется удлинением крыла. Ясно, что чем уже крыло, тем меньше возможности образованию на конце его вихря, и чем шире крыло, тем более мощные вихри будут сбегать с его концов. Таким образом угол скоса потока прямо пропорционален  $C_y$  — коэффициенту подъемной силы — и обратно пропорционален удлинению крыла  $\lambda$ :

$$\Delta\alpha = \frac{2C_y}{\pi\lambda} 57,3 = 36,4 \frac{C_y}{\lambda}. \quad (3)$$

Так как угол  $\Delta\alpha$  очень мал, то мы можем написать, что

$$C_{x_i} = C_y \cdot \Delta\alpha.$$

Но

$$\Delta\alpha = \frac{2 \cdot C_y}{\pi\lambda};$$

тогда

$$C_{x_i} = \frac{2 \cdot C_y}{\pi\lambda} \cdot C_y = \frac{2}{\pi\lambda} \cdot C_y^2 = 0,637 \frac{C_y^2}{\lambda}.$$

Итак

$$C_{x_i} = 0,637 \frac{C_y^2}{\lambda}. \quad (4)$$

Таким образом мы получили формулу, дающую зависимость коэффициента индуктивного сопротивления крыла от удлинения крыла и коэффициента подъемной силы. Значит, если мы в аэродинамической трубе продули прямоугольное крыло размахом в 1 м, с хордой в 20 см, т. е. с удлинением  $\lambda = \frac{100}{20} = 5$ , то формула, определяю-

щая зависимость коэффициента индуктивного сопротивления от  $C_y$ , будет иметь вид:

$$C_{x_i} = 0,1272 C_y^2.$$

Построим по этой формуле кривую зависимости коэффициента индуктивного сопротивления от коэффициента подъемной силы. Для этого зададимся рядом значений  $C_y$ , подставим их в формулу и вычислим  $C_{x_i}$ . Вычисления сведем в таблицу, а по цифрам в графах  $C_y$  и  $C_{x_i}$  построим кривую на такой же клетчатой бумаге, на какой мы наносили поляру. На горизонтальной оси будем откладывать  $C_x$ , на вертикальной  $C_y$  (фиг. 11). Полученную кривую называют параболой индуктивного сопротивления; после того как она нанесена, около нее пишут, какому удлинению она соответствует (у нас  $\lambda = 5$ ).

Перенесем параболу индуктивного сопротивления на поляру Лилиенталя. На полученной таким образом комбинации двух кривых (фиг. 11, справа) ясно видно, что коэффициент лобового сопротивления при всяком угле атаки складывается из коэффициента индуктивного сопротивления и еще некоторого добавка, примерно постоянного в промежутке углов атаки от  $-2$  до  $+10^\circ$ . Этот добавок носит название коэффициента профильного сопротивления крыла ( $C_{x_{\text{проф}}}$ ) и определяет ту часть лобового сопротивления, которая образуется вследствие трения поверхности крыла о воздух и из-за вихреобразования вблизи крыла. Профильное сопротивление зависит от формы профиля и от степени шероховатости поверхности крыла, соприкасающейся с воздухом.

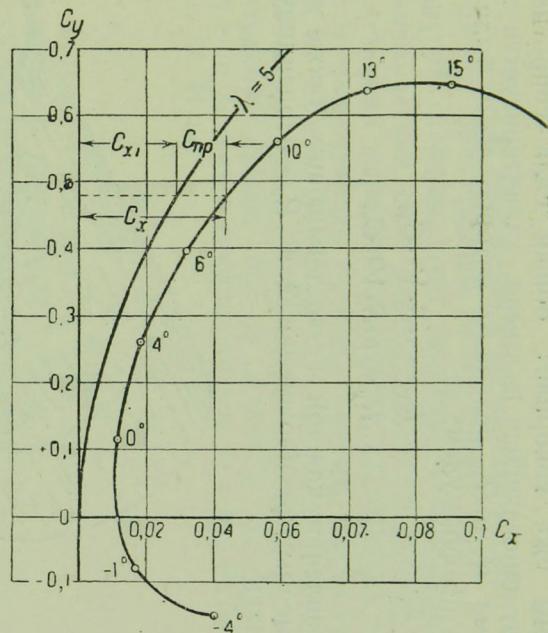
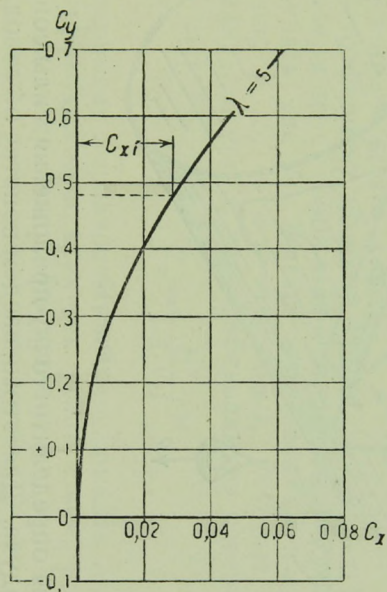
Таким образом мы видим, что лобовое сопротивление крыла складывается из индуктивного и профильного сопротивления:

$$C_{x_{\text{кр}}} = C_{x_i} + C_{x_{\text{проф}}}. \quad (5)$$

Для получения возможно большего аэродинамического качества крыла надлежит уменьшить  $C_{x_{\text{кр}}}$ , для чего мы будем увеличивать удлинение крыла (тем самым уменьшая  $C_{x_i}$ ) и делать поверхность крыла как можно более гладкой, подбирая профиль с плавными очертаниями (это снизит  $C_{x_{\text{проф}}}$ ).

Всякая сила характеризуется величиной, направлением и точкой приложения. О величине аэродинамической

$C_y$	$C_{xi} = 0,127 C_y$
0	0
0,1	0,00127
0,2	0,00508
0,3	0,01143
0,4	0,0204
0,5	0,0318
0,6	0,0458
0,7	0,0623



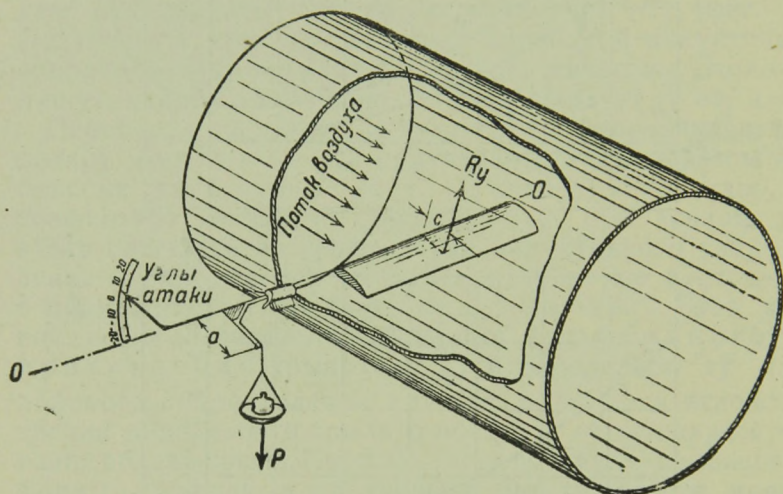
Фиг. 11.

силы мы уже говорили: общая сила сопротивления воздуха, действующая на крыло, характеризуется составляющими  $R_x$  и  $R_y$ , величины которых нами были определены по формулам:

$$R_x = \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x;$$

$$R_y = \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_y.$$

Направления каждой из составляющих также вполне определены:  $R_x$  — против движения,  $R_y$  — перпендикулярно движению.



Фиг. 12.

Остается определить точку приложения силы сопротивления воздуха. Для этого введем понятие об аэродинамическом моменте крыла относительно оси, проходящей через его носок. Представим себе крыло, укрепленное в аэродинамической трубе (фиг. 12) на оси  $OO$ , проходящей через носок крыла, так что момент аэродинамической силы относительно этой оси представляется возможным уравновесить гирькой, положенной на чашку, находящуюся от оси  $OO$  на расстоянии  $a$ . Таким образом момент аэродинамических сил  $M$  уравновешен моментом

$$M = P \cdot a,$$

где

$P$  — вес гирек, положенных на чашку весов,

$a$  — плечо, обозначенное на чертеже.

С другой стороны, этот момент  $M$  возникает из-за аэродинамических сил, действующих на крыло, значит мы его сможем выразить формулой, похожей по виду на формулы, выражающие  $R_x$  и  $R_y$ . Так же, как и эти коэффициенты, момент  $M$  зависит и от плотности воздуха, и от площади крыла, и от скорости движения воздуха относительно крыла, но в отличие от  $R_x$  и  $R_y$  на момент еще влияет и ширина крыла: чем она больше, тем больше  $M$ . Итак

$$M = \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_m \cdot t, \quad (6)$$

где

$\rho$  — плотность воздуха,

$S$  — площадь крыла в  $m^2$ ,

$V$  — скорость движения крыла в  $m/сек$ ,

$t$  — ширина крыла в  $m$ ,

$C_m$  — коэффициент момента крыла.

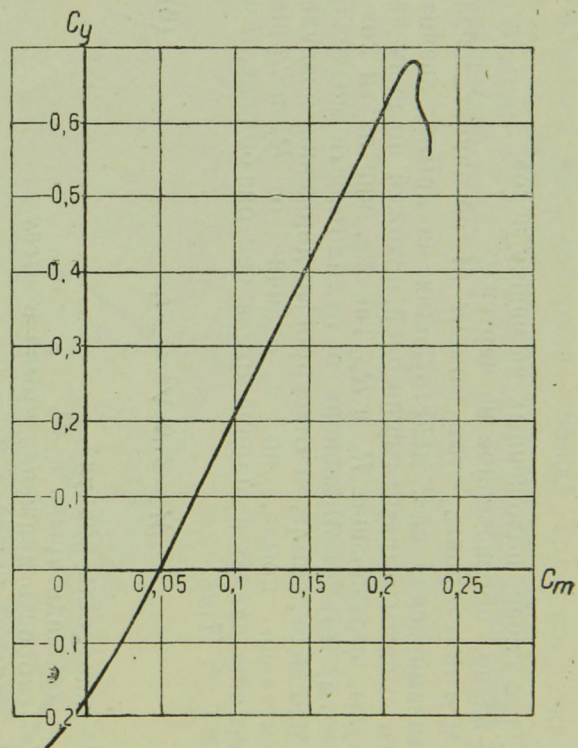
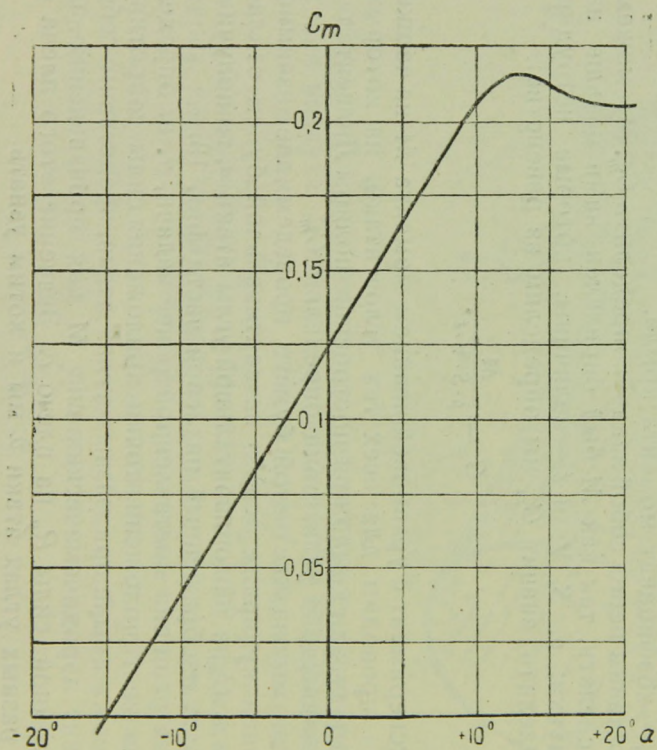
Поставим перед собой задачу: определить  $C_m$ . Мы можем это сделать, так как  $M$  был определен нами раньше из продувки;  $\rho$ ,  $S$ ,  $V$  и  $t$  — величины, которые нетрудно определить; значит  $C_m$  мы определим из равенства:

$$C_m = \frac{M}{\rho \cdot S \cdot V \cdot t}.$$

Эксперимент с уравниванием момента  $M$  на чашке весов проводим для всех тех углов атаки, на которых мы продували крыло при построении поляры Лилиенталя, и для каждого угла атаки определим  $C_m$ .

Если мы на клетчатой бумаге проведем две взаимно перпендикулярные оси, и на вертикальной будем откладывать  $C_m$ , а на горизонтальной углы атаки  $\alpha$ , то получим график, изображенный на левой части фиг. 13.

Для решения поставленной ранее задачи, т. е. определения местоположения точки приложения силы сопротивления на крыле при разных углах атаки, представим себе момент аэродинамических сил  $M$  как произведение из подъемной силы  $R_y$  на плечо  $s$ . Значение этого плеча  $s$  при разных углах атаки  $\alpha$  мы и хотим узнать.



Фиг. 13.

$$M = R_y \cdot c. \quad (7)$$

Раньше мы вывели следующие выражения для  $M$  и  $R_y$ :

$$M = \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_m \cdot t;$$

$$R_y = \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_y.$$

Подставив в выражение (7) эти значения  $M$  и  $R_y$ , получим:

$$\rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_m \cdot t = \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_y \cdot c.$$

Отсюда определим интересующее нас  $c$ .

$$c = \frac{\rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_m \cdot t}{\rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_y}.$$

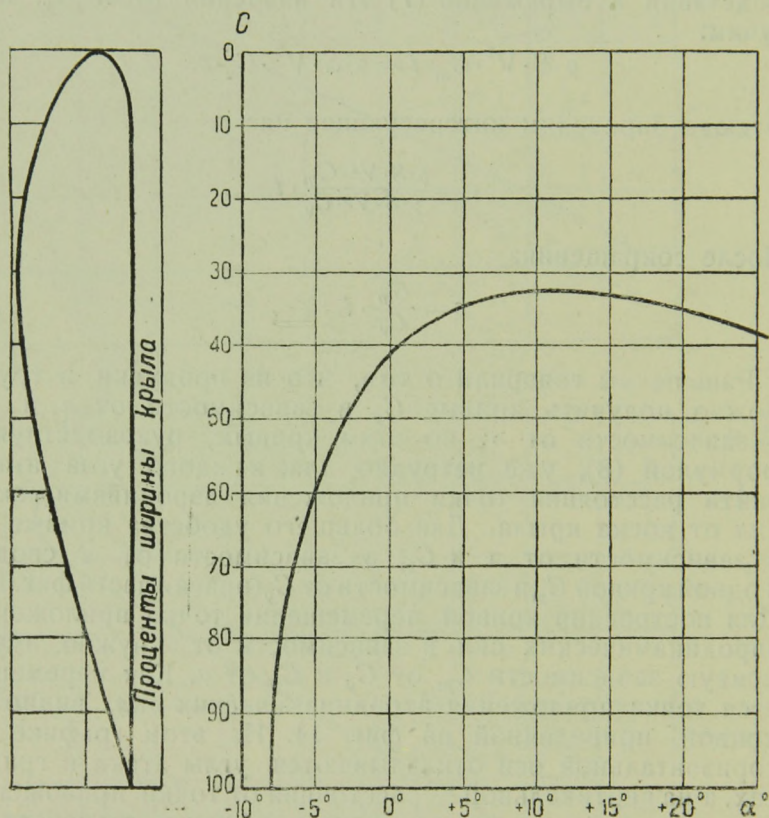
После сокращения:

$$c = \frac{C_m}{C_y} \cdot t. \quad (8)$$

Раньше мы говорили о том, что из продувки в трубе можно получить кривые  $C_y$  в зависимости от  $\alpha$  и  $C_m$  в зависимости от  $\alpha$ ; по этим кривым, руководствуясь формулой (8), уже нетрудно для каждого угла атаки найти расстояния точки приложения аэродинамических сил от носка крыла. Для большего удобства кривые  $C_y$  в зависимости от  $\alpha$  и  $C_m$  в зависимости от  $\alpha$  сводят к одной кривой  $C_m$  в зависимости от  $C_y$  (правая часть фиг. 13). Для построения кривой перемещения точки приложения аэродинамических сил в зависимости от  $\alpha$  нужно иметь кривую зависимости  $C_m$  от  $C_y$  и  $C_y$  от  $\alpha$ . Как перемещается точка приложения аэродинамических сил, видно из кривой, приведенной на фиг. 14. На этом графике на горизонтальной оси откладываются углы атаки в градусах, а на вертикальной — расстояния от точки приложения аэродинамических сил до носка профиля в процентах от ширины крыла.

Конструктору самолета, планера и модели для расчета продольной устойчивости важно знать, где при том или ином угле атаки находится центр давления (так обычно называют точку приложения аэродинамических сил). Рассматривая кривую фиг. 14, мы видим, что у обыч-

ных профилей центр давления с увеличением угла атаки передвигается вперед, а с уменьшением угла атаки перемещается назад. Нетрудно понять, что такое перемещение центра давления при постоянном положении центра тяжести делает крыло неустойчивым. Поэтому для придания самолету, планеру или модели устойчивости, их



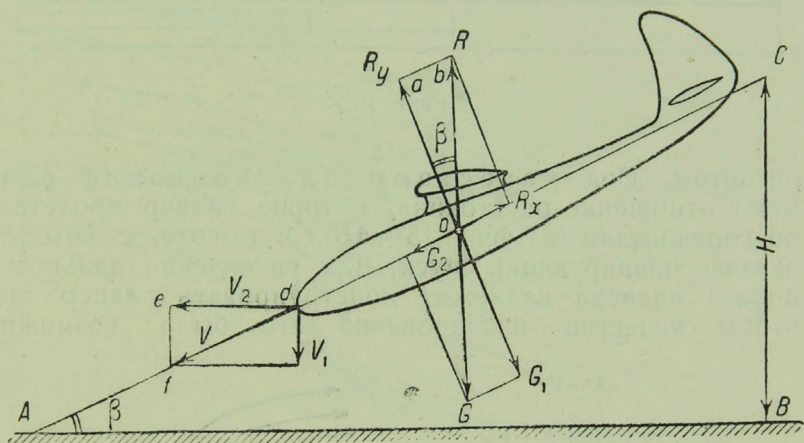
Фиг. 14.

снабжают обычно горизонтальной стабилизирующей поверхностью — стабилизатором.

Вот и все, что нужно было вспомнить по основам аэродинамики для усвоения всего дальнейшего.

## ПЛАНИРУЮЩИЙ И ПАРЯЩИЙ ПОЛЕТ

Теперь разберем силы, действующие на планер (или модель планера), снижающийся по некоторой наклонной прямой (фиг. 15). Сила веса  $G$  будет направлена при этом перпендикулярно к горизонту и может быть разложена по двум направлениям: по направлению движения и перпендикулярно ему. Составляющая веса  $G_2$ , направленная по линии полета, и будет той силой, которая заставляет планирующий летательный аппарат двигаться по



Фиг. 15.

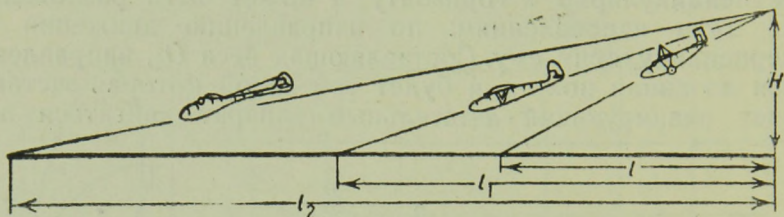
наклонной траектории. Сила  $G_2$  вызывает движение нашего планера с некоторой скоростью  $V$ ; поэтому на планер будет действовать сила сопротивления воздуха  $R$ , равная весу планера. Эту силу  $R$  мы разложим на составляющую, направленную против направления движения, т. е. силу лобового сопротивления планера  $R_{xпл}$ , и составляющую, направленную перпендикулярно этому движению, т. е. подъемную силу  $R_y$ . Понятно, что сила  $R_x$  уравнивается составляющей веса  $G_2$ , а сила  $R_y$  уравнивается составляющей веса  $G_1$ . Под действием этих сил планер движется по наклонной прямой со скоростью  $V$ .

Разложим скорость  $V$  на две составляющие: по горизонтали и по вертикали. Скорость  $V_1$ , направленная по вер-

тикали, называется скоростью снижения планера.

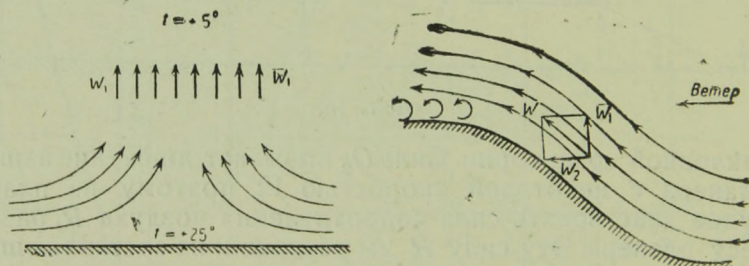
Введем еще понятия об угле планирования и о качестве планирования.

Под углом планирования разумеют угол  $\beta$ , образованный направлением планирующего полета с го-



Фиг. 16.

ризонтном. Под качеством планирования разумеют отношение расстояния, которое планер пролетает по горизонтали (на фиг. 15— $AB$ ), к высоте, с которой начался планирующий спуск. Для увеличения дальности полета планера надлежит конструировать планер так, чтобы качество планирования его было возможно

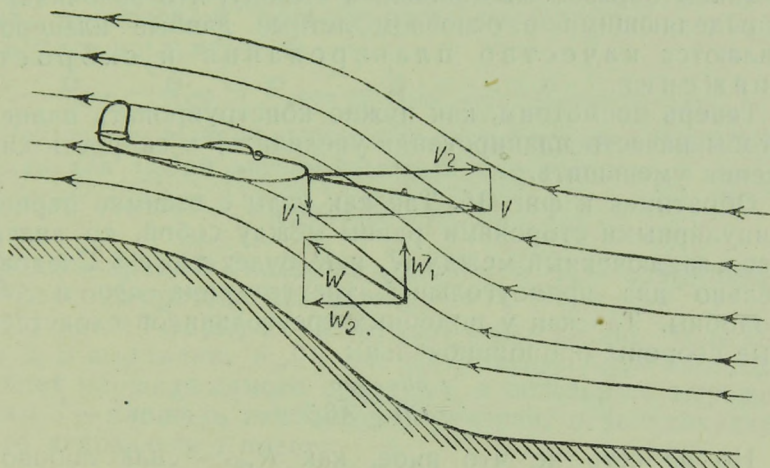


Фиг. 17.

больше. Понятно, что в таком случае планер с той же высоты  $H$  пролетит большее расстояние по горизонтали (фиг. 16). Для того чтобы планер мог спланировать дальше, нужно стремиться уменьшать его скорость снижения; естественно, что тогда он будет находиться большее время в воздухе.

Скорость снижения планера очень важна не только в планирующем, но и в парящем полете планера. Чтобы убедиться в этом, посмотрим на условия, при которых возможен парящий полет.

Если ветер дует в склон, то воздух, обтекая склон (фиг. 17, справа), движется около склона и частью над склоном по наклонной вверх. Обозначим скорость воздушного потока над склоном через  $W$  и разложим ее на вертикальную скорость  $W_1$  и на горизонтальную  $W_2$ . Если ветер, обтекая возвышенность, как показано на фиг. 17, дает некоторую составляющую скорости, направ-



Фиг. 18.

ленную вертикально вверх, то такой воздушный поток называется восходящим потоком обтекания или механическим восходящим потоком. Если же воздух поднимается вверх вследствие разности температуры у поверхности земли и в выше лежащих слоях атмосферы, то такой восходящий поток называется термическим (тепловым) восходящим потоком (фиг. 17, слева), или просто термиком. В случае термического восходящего потока, как и в случае механического, налицо некоторая скорость воздуха, направленная снизу вверх, которую мы обозначим тоже через  $W_1$  (фиг. 18).

Предположим, что планер (или модель планера) л.18. в воздухе, имеющем вертикальную скорость  $W_1$  (фиг

Как мы выяснили раньше, сам планер имеет скорость снижения  $V_1$ . Легко понять, что если вертикальная скорость восходящего потока  $W_1$  будет больше скорости снижения планера  $V_1$ , то планер не только не будет снижаться, а наоборот, будет забирать высоту, причем скорость подъема планера выразится равенством:

$$V_{\text{верт. пл}} = W_1 - V_1. \quad (9)$$

Такой полет называется парением.

Из сказанного ясно, что чем меньше скорость снижения планера, тем выше он может летать.

Таким образом мы пришли к выводу, что величинами, определяющими в основном летные данные планеров, являются качество планирования и скорость снижения.

Теперь посмотрим, как нужно конструировать планер, чтобы качество планирования увеличить, а скорость снижения уменьшить.

Обратимся к фиг. 15. Так как углы с взаимно перпендикулярными сторонами равны между собой, то значит угол, заключенный между  $R_y$  и  $R$ , будет тоже  $\beta$ . Следовательно два прямоугольных треугольника  $abo$  и  $ABC$  подобны. Так как у подобных треугольников сходственные стороны пропорциональны, то

$$\frac{ab}{CB} = \frac{ao}{AB}.$$

Но  $ab$  есть не что иное, как  $R_{x\text{пл}}$  — сила лобового сопротивления планера;  $ao = R_y$  — подъемная сила;  $CB = H$  — высота, с которой начался спуск;  $AB$  — расстояние, которое пролетел планер.

Следовательно:

$$\frac{R_{x\text{пл}}}{H} = \frac{R_y}{AB}.$$

Переставив члены этой пропорции, напомним равенство так:

$$\frac{AB}{H} = \frac{R_y}{R_{x\text{пл}}}.$$

Но  $\frac{AB}{H}$  мы еще раньше обозначили через  $K$  — качество планирования нашего планера. Следовательно:

$$K = \frac{R_y}{R_{x\text{пл}}}.$$

Таким образом для увеличения качества планирования нужно увеличить отношение  $\frac{R_y}{R_{x\text{пл}}}$ .

Подъемная сила  $R_y$  есть подъемная сила крыла планера и по ранее выведенной формуле выражается

$$R_y = \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_y.$$

Сила же лобового сопротивления планера  $R_{x\text{пл}}$  состоит не только из лобового сопротивления крыла. Для получения общей силы лобового сопротивления следует к сопротивлению крыла прибавить еще силу лобового сопротивления фюзеляжа планера, его хвостового оперения, подкосов и всех других деталей, находящихся в потоке воздуха, т. е.

$$R_{x\text{пл}} = R_{x\text{кр}} + R_{x\text{фюз}} + R_{x\text{хв. опер}} + R_{x\text{подк}} + \dots$$

Раньше мы вывели выражение силы лобового сопротивления для любой детали самолета или планера:

$$R_x = \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x,$$

где  $S$  — вредная площадь детали и  $C_x$  — коэффициент лобового сопротивления детали.<sup>1</sup>

По этой формуле нетрудно найти  $R_{x\text{фюз}}$ ,  $R_{x\text{хв. опер}}$  и т. д. В выражение  $R_{x\text{хв. опер}}$  в качестве вредной площади войдет площадь самого оперения, в остальных выражениях  $S$  — площадь наибольшего сечения, перпендикулярного направлению полета:

$$R_{x\text{фюз}} = \rho S_{\text{фюз}} \cdot V^2 \cdot C_{x\text{фюз}};$$

$$R_{x\text{хв. опер}} = \rho \cdot S_{x\text{хв. опер}} \cdot V^2 \cdot C_{x\text{хв. опер}};$$

$$R_{x\text{подк}} = \rho \cdot S_{\text{подк}} \cdot V^2 \cdot C_{x\text{подк}}.$$

Что же касается до  $R_x$  крыла, то мы знаем, что

$$R_{x\text{кр}} = \rho \cdot S_{\text{кр}} \cdot V^2 \cdot C_{x\text{кр}}.$$

Итак

$$R_{x\text{пл}} = \rho \cdot S_{\text{кр}} \cdot V^2 \cdot C_{x\text{кр}} + \rho \cdot S_{\text{фюз}} \cdot V^2 \cdot C_{x\text{фюз}} + \\ + \rho \cdot S_{x\text{хв. опер}} \cdot V^2 \cdot C_{x\text{хв. опер}} + \rho \cdot S_{\text{подк}} \cdot V^2 \cdot C_{x\text{подк}} + \dots$$

<sup>1</sup> Таблицу  $C_x$  деталей модели планера см. в „Приложениях“ (табл. 2).

Разделив правую и левую части этого равенства на  $\rho \cdot S_{кр} \cdot V^2$ , получим:

$$\frac{R_{хпл}}{\rho \cdot S_{кр} \cdot V^2} = C_{хкр} + \frac{C_{хфюз} \cdot S_{фюз}}{S_{кр}} + \frac{C_{ххв. опер} \cdot S_{хв. опер}}{S_{кр}} + \frac{C_{хподк} \cdot S_{подк}}{S_{кр}}.$$

Выражение

$$\frac{R_{хпл}}{\rho \cdot S_{кр} \cdot V^2}$$

назовем  $C_x$  планера, а выражение

$$\frac{C_{хфюз} \cdot S_{фюз}}{S_{кр}} + \frac{C_{ххв. опер} \cdot S_{хв. опер}}{S_{кр}} + \frac{C_{хподк} \cdot S_{подк}}{S_{кр}}$$

назовем  $C_{хдоб}$ .

Тогда

$$C_{хпл} = C_{хкр} + C_{хдоб}. \quad (10)$$

$C_{хкр}$  изменяется в зависимости от углов атаки крыла, причем эта зависимость дается полярной Лилиенталя.  $C_{хдоб}$  есть величина, которую следует для каждого угла атаки прибавить к  $C_{хкр}$  для получения  $C_{хпл}$ . Раньше мы ознакомились с тем, как строится поляр крыла, если же мы хотим теперь получить полярю всего планера, то нам нужно полярю крыла сдвинуть слева направо (фиг. 19) на величину  $C_{хдоб}$ :

$$C_{хдоб} = \frac{C_{хфюз} \cdot S_{фюз} + C_{ххв. опер} \cdot S_{хв. опер}}{S_{кр}} + \frac{C_{хподк} \cdot S_{подк}}{S_{кр}} + \dots \quad (11)$$

Выше мы установили, что нужно стремиться как можно больше увеличить отношение  $\frac{R_v}{R_{хпл}}$ . Заменяем это отношение:

$$\frac{R_v}{R_{хпл}} = \frac{\rho \cdot S_{кр} \cdot V^2 \cdot C_y}{\rho \cdot S_{кр} \cdot V^2 \cdot C_{хпл}} = \frac{C_y}{C_{хпл}} = \frac{C_y}{C_{хкр} + C_{хдоб}}.$$

Полученное отношение называется аэродинамическим качеством планера

$$K_{пл} = \frac{C_y}{C_{хкр} + C_{хдоб}}. \quad (12)$$

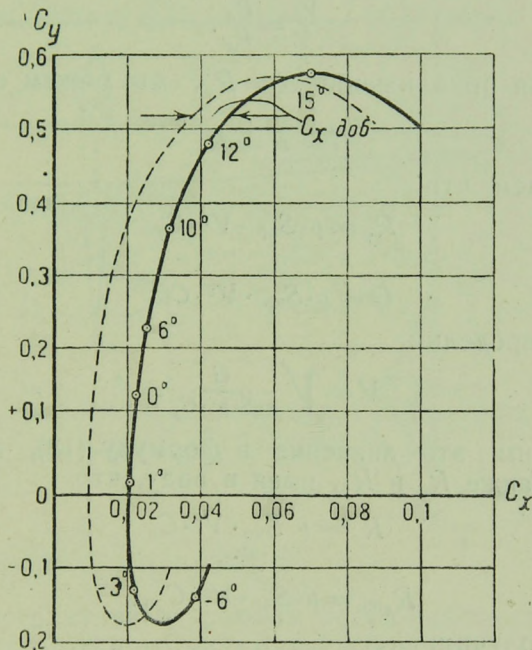
Если мы захотим определить наибольшее качество всего планера в целом и угол атаки, при котором это качество будет иметь место, то нужно провести касательную из начала координат поляры всего планера к самой поляре.

Для увеличения качества планера необходимо уменьшать знаменатель

$$C_{xкр} + C_{xдоб}.$$

Но

$$C_{xкр} = C_{xi} + C_{xпроф};$$



Фиг. 19.

мы знаем, что для уменьшения  $C_{xi}$  надо увеличивать удлинение крыла, а для уменьшения  $C_{xпроф}$  подбирать плавные очертания профиля и делать гладкую поверхность крыла. Помня, что  $C_{xдоб}$  выражается формулой (11), делаем вывод, что для уменьшения  $C_{xдоб}$  следует уменьшать те размеры деталей, подверженных потоку воздуха, которые определяют вредные площади этих деталей, и

придавать этим деталям наиболее удобообтекаемую форму (для уменьшения  $C_x$  деталей).

Выразим теперь скорость снижения через силы, действующие на планер. Из подобия треугольников  $def$  и  $aob$  (фиг. 15) можем написать:

$$\frac{V}{R} = \frac{V_1}{R_x}. \quad (13)$$

Так как приближенно мы можем считать, что общая сила сопротивления воздуха  $R$  равняется подъемной силе крыла  $R_y$ , то

$$\frac{V_1}{V} = \frac{R_x}{R_y}.$$

Принимая приближенно  $R = R_y$ , мы можем еще написать, что

$$G = R = R_y.$$

Но мы знаем, что

$$R_y = \rho \cdot S_{кр} \cdot V^2 \cdot C_y,$$

значит

$$G = \rho \cdot S_{кр} \cdot V^2 \cdot C_y.$$

Отсюда определим

$$V = \sqrt{\frac{G}{\rho \cdot S_{кр} \cdot C_y}}.$$

Подставим это значение в формулу (13), в которой заменим также  $R_y$  и  $R_x$ , имея в виду, что

$$R_y = \rho \cdot S_{кр} \cdot V^2 \cdot C_y$$

и

$$R_{xпл} = \rho \cdot S_{кр} \cdot V^2 \cdot C_{xпл}.$$

Тогда получим:

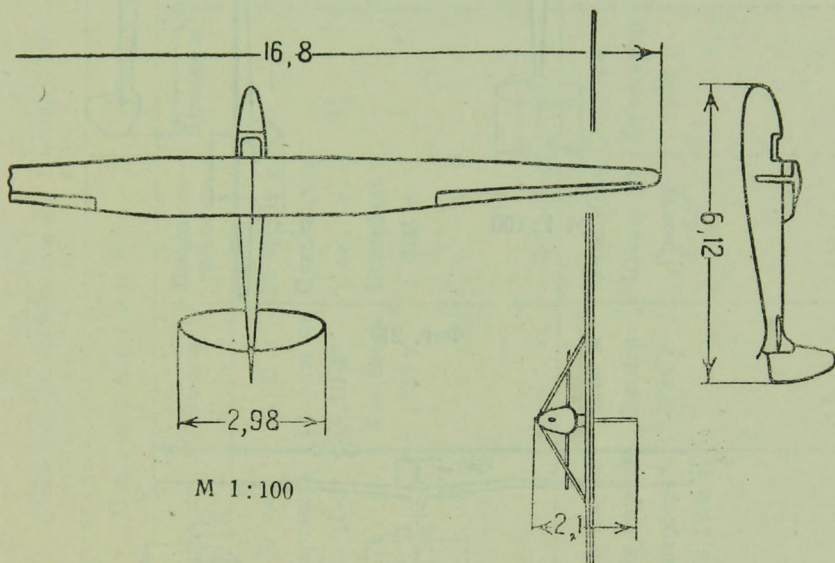
$$\frac{\sqrt{\frac{G}{\rho \cdot S_{кр} \cdot C_y}}}{V_1} = \frac{\rho \cdot S_{кр} \cdot V^2 \cdot C_y}{\rho \cdot S_{кр} \cdot V^2 \cdot C_{xпл}} = \frac{C_y}{C_{xпл}}.$$

Теперь определим отсюда интересующее нас  $V_1$ , т. е. скорость снижения планера:

$$V_1 = \frac{C_{xпл}}{C_y^{3/2}} \sqrt{\frac{G}{S_{кр}}} \cdot \frac{1}{\rho}. \quad (14)$$

Мы видим, что скорость снижения тем меньше, чем меньше  $C_{хпл}$  и чем меньше нагрузка на 1 м<sup>2</sup> крыла (вес планера, деленный на площадь крыла — нагрузка на 1 м<sup>2</sup> крыла). Итак, для уменьшения скорости снижения нужно стремиться делать как можно меньше  $C_x$  (каким способом это делается, нам уже известно) и делать меньшую нагрузку на крыло.

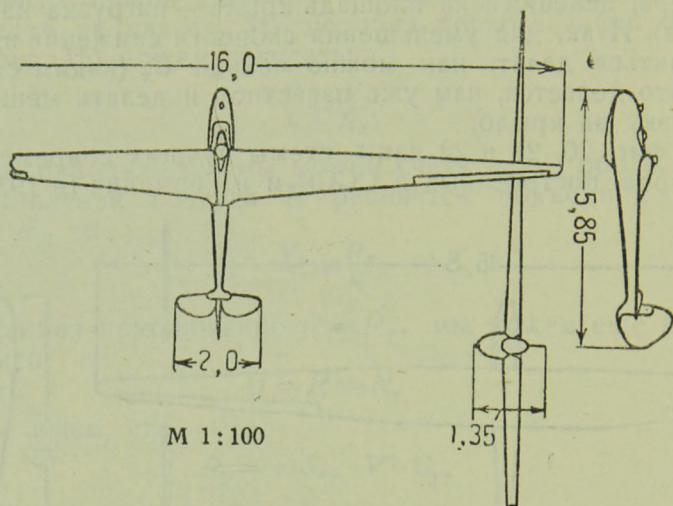
На фиг. 20, 21 и 22 даны схемы лучших современных планеров, построенных в СССР и в Германии (в 1934 г.).



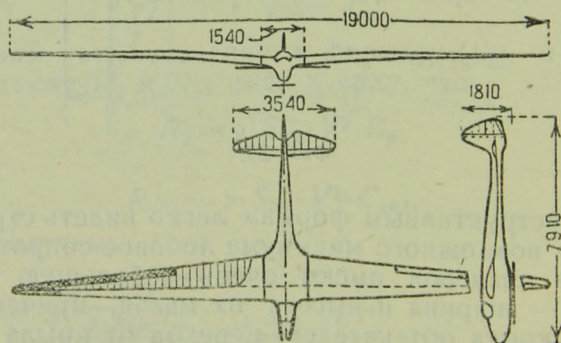
Фиг. 20.

По их конструктивным формам легко видеть стремление свести до возможного минимума лобовое сопротивление: фюзеляжи планеров имеют очень небольшую вредную площадь — ширина и высота их малая, причем голова пилота покрыта обтекателем; переход от крыла в фюзеляж сделан весьма плавным; все кабанчики и тяги от управления спрятаны внутрь фюзеляжей и крыльев; крылья имеют большое удлинение. Такими мерами конструкторам планеров удалось значительно снизить лобовое сопротивление, а значит повысить качество планирования и уменьшить скорость снижения.

Ниже приводится таблица основных рекордов советского и зарубежного планеризма. Мы видим превосход-



Фиг. 21.



Фиг. 22.

ные достижения в дальности, продолжительности и высоте полета, которые и явились прямым следствием высокой аэродинамики планеров).

*Достижения планеризма на 1 ноября 1935 г.*

СТРАНЫ	Одноместный			Двухместный		
	Дальность	Высота	Продолжительность	Дальность	Высота	Продолжительность
С. С. С. Р.	170 км. Карташов на „Г-9“	2530 м Гавриш на „Ш-4“ Коктебель 1933 г.	38 час. 10 м. Сухомятинов на . . . Коктебель 1935 г.	—	2530 м Гавриш на „Ш-4“ с Емельяновым Коктебель 1933 г.	38 час. 40 м. Лисицын на „Сталин- ец 25“ Коктебель 1935 г.
ГЕРМАНИЯ	495 км на „Рён Гофман шперберг“ Рён 1935 г.	3850 м Дитмар 1934 г.	36 час. 37 м. Шмидт на „Грюнау- Бэби“	71 км Бреслауэр 1933 г.	1250 м	9 час. 21 мин.

## ЭЛЕМЕНТЫ ТЕОРИИ МОДЕЛИ ПЛАНЕРА

Летающая модель планера является по принципу своего полета тождественной с полноразмерным планером. Все те формулы для скорости снижения и качества планирования, которые были выведены нами в предыдущей главе, применимы и для моделей планеров. Однако есть три обстоятельства, существенно отличающие модель планера от планера натурального.

1. Размеры модели меньше размеров планера, в среднем в 15—10 раз.

2. Модель планера весь свой полет производит на одном и том же угле атаки, с постоянной скоростью.

3. Модель планера должна быть автоматически устойчива в полете, тогда как у натурального планера, управляемого пилотом, это свойство в полной мере может и не быть.

Посмотрим, как может повлиять первое из указанных обстоятельств на летные качества модели.

При продувках в аэродинамических трубах выяснилось, что коэффициент профильного сопротивления крыла зависит от величины, называемой характеристикой опыта. Характеристика опыта есть произведение из скорости потока воздуха относительно крыла на среднюю ширину крыла

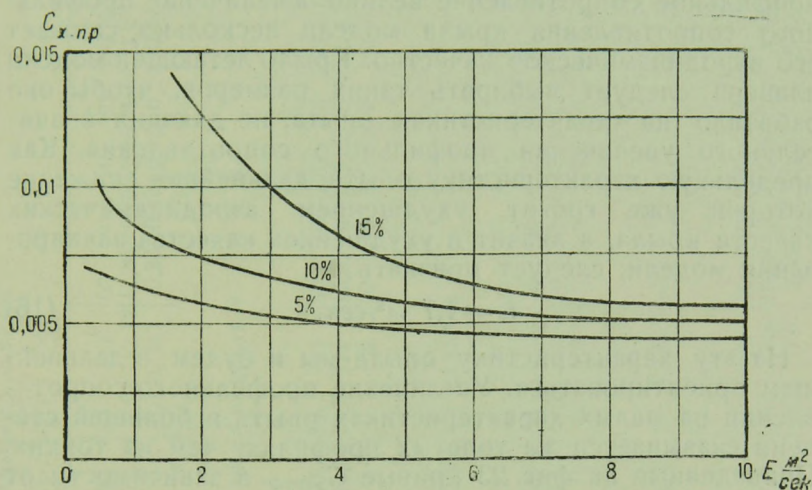
$$E = V \cdot t \text{ м}^2/\text{сек.} \quad (15)$$

Если крылья, расположенные в трубе на одних и тех же углах атаки, мы будем продувать при разных характеристиках опыта, то в результате мы получим кривые, изображенные на фиг. 23. На вертикальной оси мы будем откладывать  $C_{x\text{проф}}$ , а на горизонтальной оси — характеристику опыта  $E$  в  $\text{м}^2/\text{сек.}$

Профили крыльев обычно характеризуются своей относительной толщиной, т. е. отношением высоты профиля к ширине крыла. Это отношение обычно множится на 100 и тогда получаемая цифра говорит о том, сколько процентов составляет наибольшая высота профиля от ширины крыла. На фиг. 24 показаны профили с разными относительными толщинами — разных процентов.

Теперь вернемся к фиг. 23. На ней изображены 3 кри-

вые зависимости  $C_{x\text{проф}}$  от характеристики опыта для профилей трех относительных толщин — 10, 20 и 30%. Эти кривые говорят о том, что с уменьшением характеристики



Фиг. 23.

Толщина	Профиль	Качество на $\lambda = 6$	Характерист. опыта в $\frac{м^2}{сек}$
12,6%	N 22	17,6	2,27
11,3%	Clark-X	20,3	2,72
14,7%	Clark-Y	18,5	1,36
16,2%	M V A. P <sub>R</sub> -2	13,6	1,44

Фиг. 24.

опыта профильное сопротивление крыла растет. На диаграмме ясно видно резкое увеличение  $C_{x\text{проф}}$ , когда характеристика опыта делается меньше  $1,5 \frac{м^2}{сек}$ . Если мы имеем дело с летающей моделью планера, то вследствие

небольших ее размеров и обычно несколько меньшей, чем у полноразмерных планеров, скорости, крыло модели будет работать на таких характеристиках опыта, когда профильное сопротивление велико. Увеличение профильного сопротивления крыла модели несколько снижает его аэродинамическое качество. Крыло летающей модели планера следует выбирать таких размеров, чтобы оно работало на характеристиках опыта, не дающих значительного увеличения профильного сопротивления. Как предельную характеристику опыта, дальнейшее снижение которой уже грозит ухудшением аэродинамических качеств крыла, а значит и ухудшением качества планирования модели, следует признать

$$E = 1,7 \text{ м}^2/\text{сек.} \quad (16)$$

На эту характеристику опыта мы и будем в дальнейшем ориентироваться. Увеличение профильного сопротивления на малых характеристиках опыта в большей степени сказывается на толстых профилях, чем на тонких. Приведенные на фиг. 23 кривые  $C_{x\text{проф.}}$  в зависимости от характеристики опыта для ряда профилей разных толщин говорят за нецелесообразность применения толстых профилей на летающих моделях планеров (порядка 15% и выше). Тонкие же профили (порядка 5%) неприменимы из-за недостаточной прочности крыльев при ударе модели в момент приземления. Наилучшими профилями для летающих моделей планеров нужно признать те, которые имеют среднюю толщину 10—12% и хорошие аэродинамические данные. Большинство продувок крыльев в аэродинамических лабораториях проводятся на больших характеристиках опыта 4—5 м<sup>2</sup>/сек, поэтому судить по таким продувкам о пригодности данного профиля для модели планера нельзя. Ниже приводятся данные продувок четырех профилей на характеристиках опыта до 2 м<sup>2</sup>/сек. Выбор, как мы видим, не особенно велик. Из этих четырех профилей выбирать рекомендуем тот, у которого выше аэродинамическое качество.

Теперь рассмотрим вторую особенность модели планера, а именно то, что весь свой полет она производит на одном и том же угле атаки.

Большой планер изменяет угол атаки своих крыльев по воле летчика, который движением ручки управления

*Данные продувок четырех профилей*

Координаты профиля N-22

По длине нервюры	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Верх $Y_B$ . . . . .	3,36	5,6	6,6	8,4	9,5	10,32	11,44	12,19	2,62	12,12	11,36	9,76	7,86	5,64	3,2	1,5	0,5
Низ $Y_H$ . . . . .	3,36	1,8	1,36	0,68	0,32	0,18	0,06	0	0,008	0,2	0,28	0,32	0,26	0,14	0,04	0,06	0

Координаты профиля CLARK V

По длине нервюры	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Верх $Y_B$ . . . . .	3,5	5,45	6,5	7,9	8,85	9,6	10,69	11,36	11,7	11	10,52	9,15	7,35	5,22	2,8	1,49	0,12
Низ $Y_H$ . . . . .	3,5	1,93	0,47	0,93	0,63	0,42	0,15	0,03	0	0	0	0	0	0	0	0	0

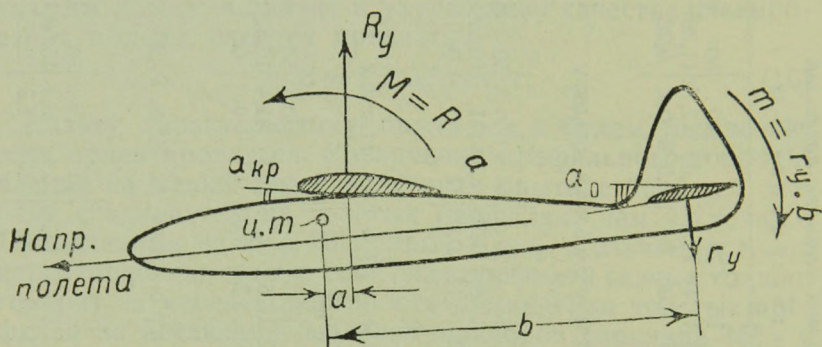
Координаты профиля CLARK X

По длине нервюры	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Верх $Y_B$ . . . . .	4	5,81	6,66	7,96	8,92	9,68	10,63	11,23	11,7	11,4	10,52	9,15	7,35	5,22	2,8	1,49	0,12
Низ $Y_H$ . . . . .	4	2,47	1,48	1,14	0,88	0,5	0,24	0,03	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Координаты профиля M. V. A. P-2

По длине нервюры	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Верх $Y_B$ . . . . .	2,75	5,5	7,00	9,00	10,57	12	14,05	15,25	16,4	16,4	15,08	13	10,50	7,4	4,00	2,23	0,4
Низ $Y_H$ . . . . .	2,75	1,7	1,4	0,95	0,6	0,35	0	0	0,23	1,3	2,95	4,37	5,00	4,5	2,75	1,5	0

отклоняет руль высоты, в результате чего крыло становится под другой угол атаки. Модель же планера, раз отрегулированная, будучи пущена в полет, угла атаки не меняет. Под каким же углом атаки она должна лететь и как добиться этого — вот те естественные вопросы, которые возникают у всякого моделиста. „Подкручивая“ стабилизатор (изменяя его угол атаки) или прибавляя груз на нос планера, моделист после 5—10 полетов из рук обычно добивается плавного и пологого полета модели. Посмотрим однако, каково взаимодействие аэродинамических сил и моментов, действующих при этом на модель.



Фиг. 25.

Модель планера, пребывая в свободном полете в воздухе, вращается вокруг своего центра тяжести. Уяснив себе это, обратимся к фиг. 25. Выше мы видели, что по полюре Лилиенталя всего планера (а значит и модели планера) мы можем определить угол атаки крыла, при котором качество планера наибольшее. Предположим, что мы нашли этот угол атаки и собираемся именно под этим углом атаки заставить лететь нашу модель. Но мы знаем, что для каждого угла атаки существует вполне определенное положение центра давления крыла вдоль его профиля, причем центр давления может и не совпадать с центром тяжести. На фиг. 25 центр давления отстоит от центра тяжести на расстояние  $a$ . Момент подъемной силы крыла вокруг центра тяжести будет равен

$$M_{\text{кр ц.т.}} = R_y \cdot a.$$

Будем характеризовать этот момент коэффициентом момента крыла относительно центра тяжести —  $C_{m_{кр \text{ ц. т.}}}$ , и вспомним, что он зависит от коэффициента подъемной силы крыла, от отношения положения центра тяжести вдоль профиля крыла к средней ширине крыла (как эта средняя ширина определяется, мы поговорим ниже) и от того, какой профиль у крыла. Этот момент от крыла  $M_{кр \text{ ц. т.}}$  мы должны уравновесить моментом хвостового оперения  $m_{ц. т.}$ :

$$M_{кр \text{ ц. т.}} = m_{ц. т.}$$

или, переходя к коэффициентам,

$$C_{m_{кр \text{ ц. т.}}} = C_{m_{оп. \text{ ц. т.}}}$$

$C_{m_{оп. \text{ ц. т.}}}$  зависит от отношения плеча оперения  $b$  к средней ширине профиля, от отношения площади горизонтального оперения к площади крыла и от того угла атаки, под которым оперение расположено. В следующей главе мы даем графики, по которым без труда можно определить, под каким углом следует располагать крыло по отношению к оперению, чтобы модель летела под определенным углом атаки.

Третья особенность модели планера заключается, как было сказано, в том, что модель должна быть автоматически устойчива в полете.

Если модель под влиянием какой-либо причины (порыв ветра) изменила свое положение в воздухе, то под устойчивостью модели разумеют ее свойство по прекращении возмущающей причины возвращаться к своему первоначальному положению в полете. Добиться от модели планера продолжительного и дальнего полета можно лишь в том случае, если полет ее протекает при наличии восходящих потоков воздуха. Так как восходящие потоки у поверхности земли образуются главным образом при ветре, то ясно, что модель планера должна успешно летать в ветер, устойчиво держась против него. Только тогда, используя динамические восходящие потоки, она сможет парить. Поэтому нужно так конструировать модель планера, чтобы скорость ее полета в безветрие была на 2—3 м больше скорости ветра, на который она рассчитана. Если мы строим модель для полетов ее

при ветре, дующем со средней скоростью 7 м/сек, то скорость модели в безветрие нам нужно делать

$$7 + 3 = 10 \text{ м/сек.}$$

Разбирая выше полет планера, мы пришли к следующей формуле, выражающей скорость его полета:

$$V = \sqrt{\frac{p}{\rho \cdot C_y}},$$

где:

$p$  — нагрузка на площадь крыла в кг/м<sup>2</sup>,

$\rho$  — плотность воздуха, равная 0,125 кг·сек<sup>2</sup>/м<sup>4</sup>,

$C_y$  — коэффициент подъемной силы крыла, равный в среднем 0,4.

После преобразования мы получим выражение для скорости модели планера

$$V = 4,47 \sqrt{p}.$$

Из этой формулы ясно видно, что скорость полета модели определяется величиной нагрузки  $p$ , и что чем больше нагрузка, тем больше скорость полета. Так как скорость модели должна метра на 3 превосходить скорость ветра, на которую модель рассчитывается, то мы можем написать:

$$V_{\text{ветра}} + 3 \text{ м/сек} = 4,47 \sqrt{p}.$$

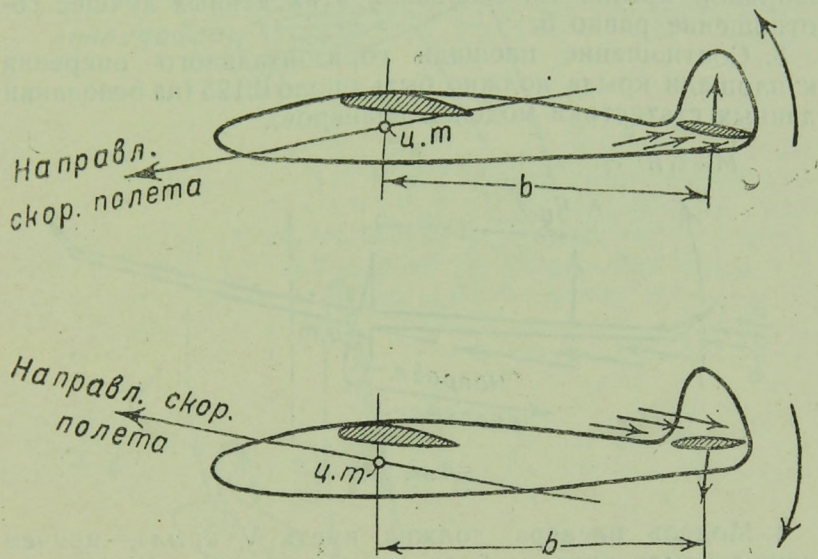
Определим отсюда нагрузку:

$$p = \frac{(V_{\text{ветра}} + 3)^2}{20}. \quad (17)$$

Подставляя в эту формулу скорость ветра в м/сек, мы получим искомую нагрузку в кг/м<sup>2</sup>. Если мы сделаем модель с такой нагрузкой, то модель будет успешно летать против ветра. Но этого еще далеко не достаточно для того, чтобы модель была устойчива в том понимании этого термина, которое приводилось выше.

Представим себе модель планера (фиг. 26), летящую по направлению, указанному на рисунке стрелкой. Предположим, что вследствие резкого порыва ветра модель внезапно изменила свой угол атаки, но еще продолжает лететь по прежнему направлению; легко видеть, что в этом случае поток воздуха окажет некоторое добавочное

давление на горизонтальный стабилизатор; это добавочное давление на плечо  $b$  и даст момент, который заставит модель вернуться в первоначальное положение. Таким образом мы видим, что стабилизатор выполняет две функции у модели планера: во-первых, он уравнивает момент аэродинамических сил, действующих на крыло в спокойном полете, и во-вторых, служит причиной возвращения модели в устойчивое положение, если она из этого положения выведена. Подобно стаби-



Фиг. 26.

лизатору действует и киль, если модель под влиянием порыва ветра внезапно изменит направление полета.

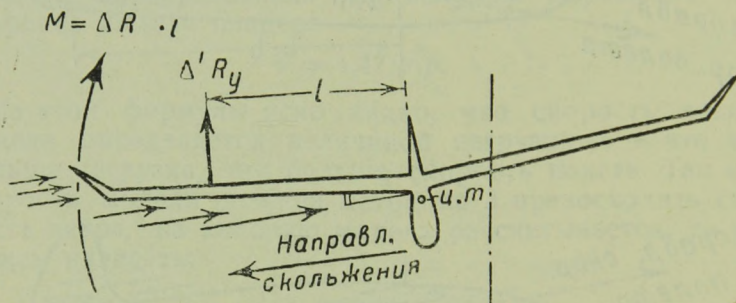
Для того чтобы модель сама исправляла крен, возникший вследствие бокового порыва ветра, и возвращалась в горизонтальное положение, крыльям придают поперечное V или снабжают крыло на концах „ушами“, которые по нашему мнению эффективнее V. Действие V и „ушей“ ясно из фиг. 27.

Для того чтобы модель была устойчива во всех отношениях, необходимы следующие особенности конструкции:

1. Центр тяжести модели должен располагаться примерно на 0,3—0,25 средней ширины крыла от передней кромки крыла.

2. Расстояние от центра тяжести модели до  $\frac{1}{3}$  наибольшей ширины горизонтального оперения должно находиться в соответствии со средней шириной крыла. В конце книги приведена таблица данных хороших моделей планеров и там имеется графа, в которой даны соотношения между длиной плеча оперения и средней шириной крыла. На основании этих данных лучшее соотношение равно 5.

3. Соотношение площади горизонтального оперения к площади крыла должно быть около 0,125 (на основании данных статистики моделей планеров).



Фиг. 27.

4. Модель планера должна иметь V крыла, причем концы крыла должны быть отогнуты кверху („уши“).

Для того чтобы выяснить, как следует располагать килевые поверхности, представим себе, что модель планера вследствие наличия порывистого бокового ветра вдруг стала делать вираж (фиг. 28). Нам желательно, чтобы она поскорее снова перешла на прямолинейный полет, или во всяком случае не переходила, постепенно снижаясь, в еще более крутой вираж, как обычно бывает в таких случаях. Прodelывая вираж под влиянием ветра, модель, как правило, скользит внутрь виража. При скольжении поток воздуха оказывает на модель некоторое давление по направлению, обратному скольжению. Если предположить, что на нашей модели кроме кия за центром тяжести есть еще килевая поверхность и



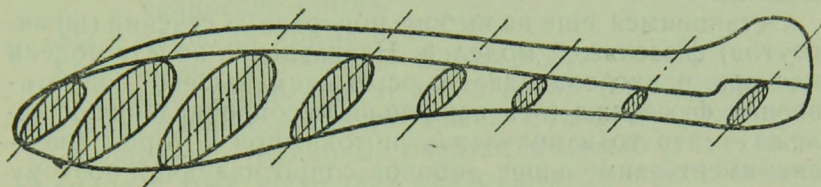
перед центром тяжести модели, то при скольжении внутрь виража возникнут некоторые моменты аэродинамических сил. Посмотрим, какие это моменты и как они действуют на полет модели.

На килевую поверхность, расположенную сзади центра тяжести, будет действовать сила сопротивления  $r_1$ , которая на плече  $a$  создаст момент  $M_1 = r_1 \cdot a$ , стремящийся повернуть модель носом внутрь виража, т. е. этот момент заставляет модель перейти на вираж еще меньшего радиуса, иными словами — на спиралеобразный спуск. Килевая же поверхность перед центром тяжести оказывает как раз обратное действие: на нее действует сила  $r_2$ , которая на плече  $b$  стремится моментом  $M_2 = r_2 \cdot b$  повернуть нос модели во внешнюю сторону виража. Таким образом, если не делать киля спереди, то модель будет переходить из виража в спиралеобразный спуск, она, как говорят, будет обладать „спиральной неустойчивостью“. Но в прямолинейном полете передняя килеватость может оказаться вредной, так как при небольших отклонениях продольной оси модели от направления полета (фиг. 28, справа) передней килеватостью создается дестабилизирующий момент.

Как же выйти из положения?

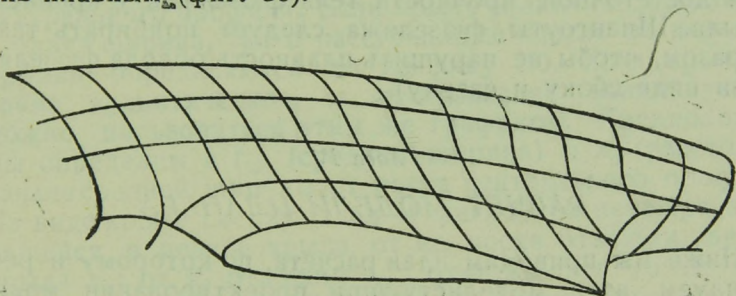
Дело в том, что существует некоторое наивыгоднейшее соотношение между килевой поверхностью предкрыльной и закрыльной (употребляем эти термины взамен выражений: перед центром тяжести и за ним). Это наивыгоднейшее соотношение площадей килевых поверхностей и отстояние их от центра тяжести модели может быть подобрано лишь опытным путем. Виды фюзеляжей моделей планеров, которые отличились хорошей устойчивостью в полете, даны в „Приложениях“ (табл. 3). По этим обводам и следует ориентироваться при конструировании фюзеляжей и вертикального хвостового оперения. По видам сбоку можно выбрать обвод фюзеляжа, а по видам спереди поперечное V крыльев и форму „ушей“. Фюзеляж модели планера по своей форме должен давать минимум лобового сопротивления, значит приближаться к фюзеляжу современного высококачественного рекордного планера, но для спиральной и путевой устойчивости нужно снабжать его килевым хребтом, простирающимся вперед за центр тяжести, а сзади пере-

ходящим в вертикальный стабилизатор. В результате мы приходим к форме, изображенной на фиг. 29. Нам эта форма кажется наивыгоднейшей. Летные испытания такого фюзеляжа на модели Бармичева дали прекрасные результаты.



Фиг. 29.

Лобовое сопротивление крыла и фюзеляжа совместно зависит от того, как выполнен переход крыла в фюзеляж; если переход угловатый, то лобовое сопротивление модели будет велико из-за вихреобразования, для уменьшения которого переход крыла в фюзеляж и делают очень плавным<sup>т</sup> (фиг. 30).



Фиг. 30.

Крыло нужно располагать поближе к центру тяжести модели, именно так, чтобы центр тяжести лежал на центральной нервюре крыла. Такое расположение крыла имеет ряд существенных преимуществ. В том случае, если у нас переход крыла в фюзеляж тщательно „зализан“, влияние фюзеляжа на крыло в случае среднего расположения крыла будет меньше, чем при других схемах. При старте амортизатором такое расположе-

ние крыла уменьшает расстояние точки приложения силы лобового сопротивления крыла от амортизационного крючка и модель поэтому будет плавнее покидать амортизатор. Наконец при посадке общая компактность всех деталей такой схемы обеспечивает большую целостность модели.

Остановимся еще на выборе поперечных сечений (шпангоутов) фюзеляжей моделей. Направление полета модели планера редко совпадает с осью наименьшего сопротивления фюзеляжа (ось наименьшего сопротивления фюзеляжа — это то направление потока, при котором фюзеляж имеет наименьшее лобовое сопротивление); поэтому фюзеляж в поперечнике должен иметь такую форму, которая дает меньшую разницу в лобовых сопротивлениях при разных углах наклона фюзеляжа к потоку. Такому требованию не удовлетворяют фюзеляжи: круглый, ромбовидный и прямоугольный. Наилучшим в указанном смысле сечением фюзеляжа является сечение, имеющее яйцевидную, продолговатую форму. Такое сечение располагается тупым носком кверху для обеспечения достаточной прочности тела фюзеляжа у крепления крыла. Шпангоуты фюзеляжа следует подбирать таким образом, чтобы не нарушить плавность обвода фюзеляжа (при виде сбоку и сверху).

#### Глава IV

### РАСЧЕТ МОДЕЛИ ПЛАНЕРА

Ниже мы приводим план расчета, по которому и рекомендуем идти моделисту при проектировании модели планера. Необходимые для расчета графики и последовательные этапы вычерчивания модели даны в „Приложениях“.

1. Вначале следует задаться размахом модели планера и скоростью ветра, на который она рассчитывается. Приводимая в конце книги таблица хорошо летавших моделей (табл. 5) с указанием их размаха говорит о том, что наивыгоднейшим является размах от 2 до 2,5 м. Скорость ветра берется характерная для той местности, где модель планера будет летать;  $l$  — размах в м,  $V_v$  — скорость ветра в м/сек.

2. По графику I определим по  $V_v$  и  $l$  нагрузку на кв. дециметр крыла, удлинение крыла и его площадь. Как пользоваться графиком, ясно из стрелок, расположенных на чертеже, и комментариев к нему. Таким образом мы определяем:

$p$  — нагрузку в  $г/дм^2$ ,

$\lambda$  — удлинение крыла,

$S_{кр}$  — площадь крыла в  $дм^2$ .

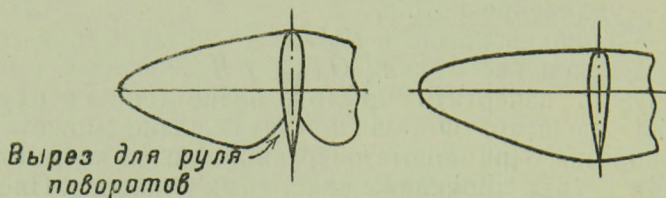
Определяем вес модели  $G_{мод} = p S_{кр}$ .

3. Нужно начертить крыло в плане (вид сверху), соблюдая масштаб. Форма крыла в плане может быть разнообразна. Примерные очертания можно заимствовать с видов в трех проекциях рекордных планеров. Площадь крыла вычисляется по формулам для площадей трапеций и треугольников. Для обвода крыла в плане („Приложения“, табл. 4 фиг. 1) вычисляется средняя ширина  $t_{ср}$  и расстояние от нее до центрального профиля. Если крыло имеет форму трапеции (хотя бы и с закругленными концами), тогда нужно пользоваться графиками II и IIa. По графику II определяется средняя ширина  $t_{ср}$ , а по графику IIa расстояние ее начала от передней кромки центрального профиля. Если крыло эллиптическое, то как средняя ширина, так и расстояние ее начала от передней кромки определяются по графику IIб. Если крыло не точно эллиптическое, а приближенно эллиптическое, можно пользоваться этим же графиком. Предположим, мы определим и  $t_{ср}$  (средняя ширина) и  $x_0$  (расстояние начала средней ширины от носка центрального профиля). На виде крыла сверху (табл. 4 фиг. 2) на нервюре, находящейся в центре крыла, от ее носка отложим внутрь крыла  $x_0$ ; от  $x_0$  отложим  $t_{ср}$ ; отметим две точки от  $x_0$  вдоль  $t_{ср}$  —  $0,25t_{ср}$  и  $0,3t_{ср}$ . Между этими двумя точками и должен будет у нас помещаться центр тяжести всей модели. В этом случае говорят, что у модели центровка  $0,25-0,3 t_{ср}$ .

4. Имея  $S_{кр}$  и  $t_{ср}$ , определим по графику III и IIIa плечо горизонтального оперения  $L_{оп}$  и его площадь  $S_{оп}$ . Плечо  $L$  откладываем (на плане) назад от предполагаемого места центра тяжести. На этом расстоянии располагаем горизонтальный стабилизатор так, чтобы между возможным центром тяжести и серединой наибольшей ширины горизонтального оперения было расстояние  $L$ ;  $L$  и  $S_{оп}$  определены.

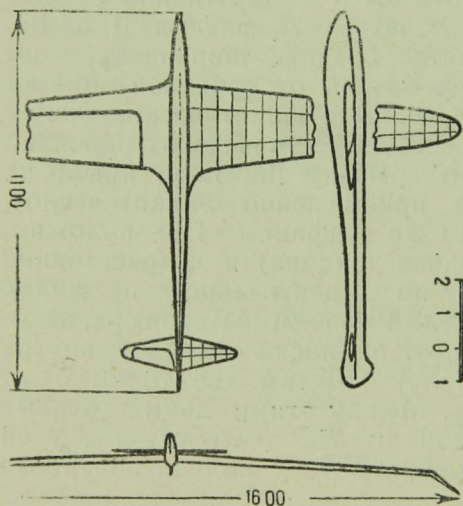
5. При вычерчивании горизонтального стабилизатора следует помнить, что удлинение его должно быть от 3,5 до 5,5. Удлинение для прямоугольного крыла или стабилизатора считают по формуле

$$\lambda = \frac{l^2}{S},$$



Фиг. 31.

где  $l$  — размах крыла или стабилизатора в дм, а  $S$  — площадь крыла или стабилизатора в дм<sup>2</sup>. Форма стабилизатора в плане должна быть близкой к очертанию крыльев и не иметь выреза в середине (сзади), как у обычных планеров (фиг. 31). У планера этот вырез делается для помещения руля поворотов, у модели же руля нет и вырез будет лишь ухудшать аэродинамику.



Фиг. 32.

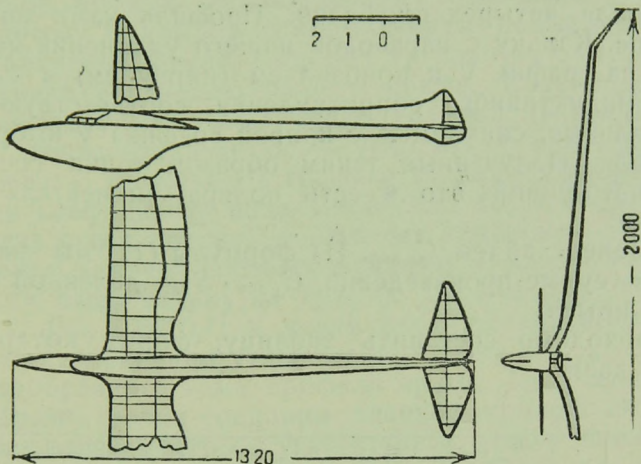
С вычерченного нами вида сверху берем величину центральной ширины крыла, положение зоны центра тяжести, отстояние от нее стабилизатора и его наибольшую ширину.

Все эти величины мы наносим как на табл. 4 (фиг. 3), обозначая переднюю и заднюю кромки центральных нервюр крыла и горизонтального стабилизатора вертикальными прямыми. Построим теперь вид сбоку модели

Все эти величины мы наносим как на табл. 4 (фиг. 3), обозначая переднюю и заднюю кромки центральных нервюр крыла и горизонтального стабилизатора вертикальными прямыми. Построим теперь вид сбоку модели

планера. Обвод фюзеляжа делаем, ориентируясь на виды сбоку табл. 3 и на виды в трех проекциях рекордных моделей планеров (фиг. 32, 33).

Килевые поверхности за и перед центром тяжести располагаем, ориентируясь также на эти схемы и таблицу. Когда фюзеляж уже вычерчен, следует вернуться к фиг. 2 табл. 4 и сделать обвод фюзеляжа, как он выглядит сверху. Предварительно нужно прикинуть, какой формы будут сечения-шпангоуты на фиг. 3 (табл. 4), и уже по их наибольшей ширине следует вычерчивать вид фюзеляжа



Фиг. 33.

сверху. Еще раз напомним о необходимости особо тщательной проработки перехода от крыла к фюзеляжу. Заметим, что на фиг. 3 (табл. 4) на месте крыла и стабилизатора пока начерчены лишь вертикальные прямые, ограничивающие передние и задние кромки центрального крыла и стабилизатора.

6. Затем выбирается профиль для крыла модели планера — из тех четырех профилей, аэродинамические данные которых приводились ранее. Профиль лучше выбирать тот, который имеет наибольшее аэродинамическое качество.

На графике IV вычерчены кривые (параболы) индуктивного сопротивления для разных удлинений крыла. Нами

ранее было определено удлинение крыла модели. Выбираем ту параболу, которая соответствует нашему удлинению; если удлинение крыла дробное, то проводим на-глаз промежуточную кривую. На вертикальной оси отложены коэффициенты подъемной силы  $C_y$ , на горизонтальной — коэффициенты лобового сопротивления  $C_x$ . Берем кальку и на нее калькируем оси координат  $C_y$  и  $C_x$ , с пометками их масштабов, и ту кривую, которая соответствует нашему удлинению крыла. На графике V изображены поляры Лилиентала, дающие зависимость  $C_{x\text{проф}}$  от  $C_y$  для четырех профилей. Профиль нами подобран раньше. Кальку с параболой нашего удлинения накладываем на график V и прибавляем (циркулем) к  $C_{x_i}$  параболы индуктивного сопротивления, соответствующие  $C_x$  профильные, снимаемые с кривой графика V выбранного профиля. Полученные таким образом точки соединяем плавной кривой; это и есть поляра Лилиентала крыла модели.

7. Далее найдем  $C_{x \text{ доб}}$ . Из формулы (11) мы знаем, что  $C_{x \text{ доб}}$  = сумме произведений  $C_{x \text{ дет}} \cdot S_{\text{дет}}$ , деленной на площадь крыла.

Необходимо составить таблицу, форму которой мы здесь даем:

[illegible]

Суммируем все цифры, находящиеся в последней графе, и полученную сумму делим на площадь крыла. Таким образом мы получаем  $C_{x \text{ доб}}$ . Это  $C_{x \text{ доб}}$  необходимо прибавить ко всем точкам поляры крыла, иными словами надо всю поляру сдвинуть слева направо на  $C_{x \text{ доб}}$ . К получен-

ной таким образом поляре проведем касательную. Точка касания и даст нам  $C_y$ , на котором модель должна летать, наибольшее же качество планирования мы найдем, если  $C_y$ , соответствующий точке касания, разделим на  $C_x$ , соответствующий этой же точке. Таким образом нами получен  $C_y$ .

$$K_{\max} = \frac{C_y}{C_x}.$$

8. Теперь обратим внимание на график VI. На нем нанесен пучок прямых линий, дающих зависимость углов скоса потока за крылом от коэффициентов подъемной силы и от удлинений крыла. Выберем ту прямую, которая соответствует удлинению нашего крыла. Калькируем на новую кальку масштабы этого графика (вертикальная ось  $C_y$ , горизонтальная ось — углы атаки  $\alpha$  в градусах) и выбранную прямую. На графике VII даны кривые зависимости коэффициента подъемной силы  $C_y$  от углов атаки, без учета скоса потока, для разных профилей.

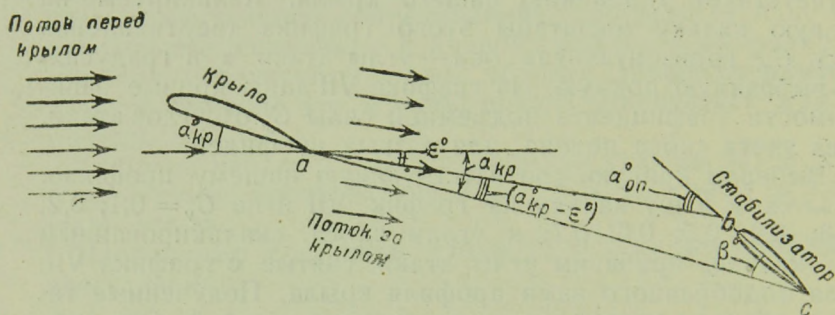
Выберем кривую, соответствующую нашему профилю. Наложим нашу кальку на график VII и на  $C_y = 0,1; 0,2; 0,3; 0,4; 0,5; 0,6; 0,7$ ; к углам скоса, скалькированным на кальке, прибавим углы атаки, снятые с графика VII, для подобранного нами профиля крыла. Полученные таким образом точки соединим плавной кривой. Эта кривая дает зависимость от угла атаки  $\alpha$  крыла нашей модели. Помня из предыдущего, на каком  $C_y$  модель должна летать, отыщем, на каком угле атаки крыло дает это  $C_y$ . Таким образом мы получим значение  $\alpha_{кр}$ .

9. Найдем коэффициент момента крыла относительно центра тяжести модели —  $C_{мкр.ц.т.}$  при угле атаки  $\alpha_{кр}$ . При этом не забудем, что нам известен  $C_{yкр}$ . По графику VIII мы определяем  $C_{мкр.ц.т.}$  следующим образом.

На вертикали отыщем  $C_{yкр}$ ; от него проведем горизонтальную прямую вправо до пересечения с наклонной прямой, у которой обозначена центровка, предполагаемая у нашей модели; из точки пересечения опускаем перпендикуляр на правую горизонтальную ось. Затем от нашего  $C_y$  ведем горизонтальную прямую влево до пересечения с линией выбранного профиля крыла; из точки пересечения опускаем перпендикуляр на левую горизонтальную ось. Замечаем, что у правой и левой горизонтальных осей

масштабы одинаковые. Снесем циркулем значения с горизонтальных осей на нижнюю вертикальную, как показано на графике VIII. Разность отрезков, снесенных с горизонтальных осей, измеренная в масштабе этих горизонтальных осей, и даст искомый  $C_{ткр.ц.т.}$ .

10. Найдем угол атаки стабилизатора, который уравнивает  $C_{ткр.ц.т.}$  (фиг. 34). Воспользуемся для этого графиком IX. Для пользования этим графиком нужно иметь: отношение плеча оперения к прежней ширине крыла —  $\frac{L_{оп}}{l_{кр}}$ , отношение площади горизонтального оперения к площади крыла, удлинение горизонтального стабилизатора и коэффициент момента крыла относительно центра тяжести.



Фиг. 34.

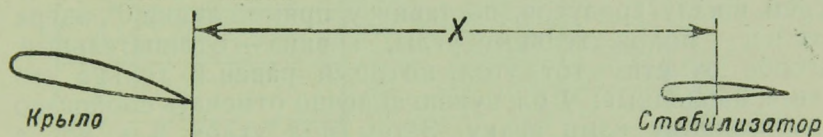
сти. Следуя стрелкам, указанным на графике IX, мы и находим  $\alpha_{стаб}$ .

11. Теперь нам необходимо определить, какой будет угол между хордами профиля крыла и оперения при полете на наибольшем качестве планирования. Для выяснения этого угла нужно узнать угол скоса потока за крылом у стабилизатора. Этот угол скоса определяют по графику IXа. Для этого нам должны быть известны: удлинение крыла  $\lambda$ ,  $C_y$  и отношение  $\frac{x \cdot \lambda_{кр}}{l_{кр}}$ , где  $x$  — расстояние от задней кромки крыла до стабилизатора (фиг. 35),  $\lambda$  — удлинение крыла и  $l_{кр}$  — размах крыла. Как определить угол скоса потока  $\epsilon$ , располагая указанными величинами, ясно из графика IXа (путь следования обозначен стрелками). Таким образом нами определен угол скоса потока  $\epsilon$ .

12. Для того чтобы выяснить, какой угол надо взять между хордами крыла и оперения, посмотрим на фиг. 34. Из этого чертежа ясно, что угол между хордами крыла и оперения будет найден из выражения:

$$\beta = \alpha_{\text{оп}} - \alpha_{\text{кр}} + \varepsilon.$$

Из треугольника  $abc$  видно, что  $\alpha_{\text{оп}} = \alpha_{\text{кр}} - \varepsilon + \beta$ , так как  $\angle \alpha_{\text{оп}}$  есть внешний угол, всякий же внешний угол равен сумме внутренних, с ним не смежных (внутренние углы  $\alpha_{\text{кр}} - \varepsilon$  и  $\beta$ ). Но что собой представляет угол  $\beta$ ? Это угол, образованный хордой крыла и хордой горизонтального стабилизатора. Этот угол может быть отрицательным или положительным. Если он будет положительным, то это значит, что хорда стабилизатора будет направлена под положительным углом атаки по отношению к хорде крыла, если же он будет отрицательным,



Фиг. 35.

то стабилизатор будет расположен под отрицательным углом атаки к крылу. Знак угла  $\beta$  определяется из только что написанной формулы; в нее входят:  $\alpha_{\text{кр}}$  — угол атаки крыла, который у модели планера бывает всегда положительным,  $\varepsilon$  — угол скоса потока, который всегда положителен, и  $\alpha_{\text{оп}}$  — угол атаки оперения, знак которого может быть и положительным и отрицательным.

Правило для определения знака  $\alpha_{\text{оп}}$ . По графику VIII мы определяли коэффициент момента крыла относительно центра тяжести —  $C_{m_{\text{кр.ц.т.}}}$ . Мы его получали как разность отрезков на левой и правой горизонтальных шкалах, причем эта разность измерялась в масштабе же горизонтальных шкал. Если при этом отрезок на левой шкале больше отрезка на правой шкале, то  $\alpha_{\text{оп}}$  отрицательно, а если левый отрезок меньше правого, то  $\alpha_{\text{оп}}$  положительно. Таким образом в формулу для  $\beta$  и следует подставить  $\alpha_{\text{оп}}$  с соответствующим знаком, и затем уже из этой формулы определить  $\beta$ .

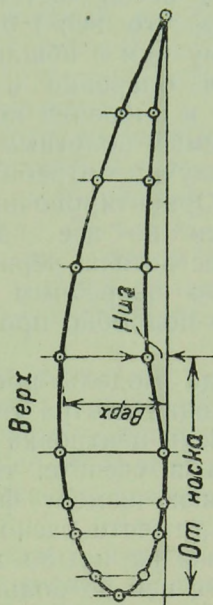
13. Теперь обратимся к боковому виду нашей модели (табл. 4 фиг. 4). Проведем прямую линию, вдоль которой по нашему предположению будет проходить ось наименьшего сопротивления фюзеляжа. Осью наименьшего сопротивления называется то направление потока воздуха, при котором тело дает наименьшее лобовое сопротивление. У фюзеляжа любой формы можно на-глаз провести ось наименьшего сопротивления. В том месте, где у нас вертикальными прямыми помечен центральный профиль крыла, нужно провести хорду этого профиля под углом к оси наименьшего сопротивления, равным углу атаки крыла. Имея координаты профиля крыла в процентах от ширины и зная ширину крыла в центре, мы можем построить обвод центрального профиля. Затем в том месте, где помечена центральная хорда стабилизатора, проведем прямую линию, параллельную хорде крыла. От этой прямой линии с помощью транспортира разобьем шкалу градусов, поставив у прямой линии  $0^\circ$ , вверх от нее — положительные углы, а вниз — отрицательные. Особо отметим тот угол, который равен  $\beta$ , только что нами найденный; угол нужно конечно отмечать сообразно полученному нами знаку. Затем под углом  $\beta$  к хорде крыла рисуем симметричный профиль горизонтального стабилизатора; наибольшая толщина профиля должна составлять от  $\frac{1}{8}$  до  $\frac{1}{10}$  его длины, причем наибольшая толщина профиля должна приходиться на первой трети его длины, считая от носка.

14. Наконец вычерчиваем вид спереди нашей модели (табл. 4 фиг. 6). Сечение наибольшего шпангоута нами прикидывалось ранее. Положение крыла относительно фюзеляжа берется с бокового вида. Наибольшая толщина профиля нам известна в процентах от ширины крыла, изменение ширины крыла вдоль размаха нам известно по виду сверху, следовательно толщины крыла вдоль размаха, которые нужны для вычерчивания вида спереди, без труда могут быть определены. Поперечное V не следует делать особенно большим, но зато необходимо отогнуть концы крыльев вверх, т. е. сделать „уши“. При вычерчивании вида спереди нужно руководствоваться таблицей видов спереди моделей планеров. На виде спереди тоже следует обратить внимание на плавность перехода от фюзеляжа к крылу.

15. На виде сверху следует разметить местоположение нервюр; ставить их нужно на расстоянии от 3 до 5 см друг от друга. Надо провести также и оси лонжеронов крыла. На горизонтальном стабилизаторе тоже намечаются

№ нерв	Длины нервюр
1	
2	
3	
4	
5	
6	
7	
8	
и т.д.	

Все длины в мм



Нервюра №

Длина

От носка									
Верх									
Низ									

Все размеры в мм

Фиг. 36.

места, где будут лонжерон и нервюры. Затем нужно составить таблицу нервюр по форме, данной на фиг. 36, и для каждой нервюры — таблицу ординат точек ее обвода, вычисленных в процентах от длины нервюры. По орди-

натам точки наносятся на миллиметровую бумагу, соединяются плавными линиями и по этой форме вырезаются нервуры.

16. После всего этого составляется таблица предполагаемых весов частей модели. При этом следует иметь в виду, что вес  $1 \text{ дм}^2$  крыла модели планера обычной конструкции с обшивкой из плотной бумаги весит 8—10 г, а  $1 \text{ дм}^2$  оперения 6—7 г. Определив таким образом вес крыла и оперения по их площадям и взяв разность между требуемым полетным весом и весом крыла с оперением, мы получим потребный вес фюзеляжа с загрузкой и лыжей. Ориентировочные веса деталей надо иметь перед глазами во все время постройки модели, контролируя вес детали периодическим взвешиванием и сравнением с потребным весом. Перед постройкой модели нужно подробно продумать конструкцию ее во всех деталях.

Когда модель построена, производится определение положения центра тяжести балансировкой на двух пальцах. Если центровка получилась не та, которой мы задавались в расчете, то придется либо загрузить дробью переднюю камеру фюзеляжа, либо разгрузить ее. Если центр тяжести расположен там, где мы предполагали, и нагрузка на крыло модели также расчетная или расходится с ней не больше, как на  $2\text{—}3 \text{ г/дм}^2$ , то мы ставим стабилизатор модели по шкале на расчетный угол  $\beta$  по отношению к крылу и проводим регулировочные полеты.

При первых полетах нужно модель пускать с полуроста человека, т. е. став на колено. Толчок рукой должен быть при этом не сильный, но достаточный для перевода модели в угол планирования. Если этот угол велик, то следует несколько изменить угол стабилизатора, добиваясь при этом самого пологого планирования.

Расчет, приведенный выше, в той своей части, которая касается определения угла  $\beta$  стабилизатора с крылом, конечно приближенный. Поэтому на первых же балансировочных полетах нужно практически проверить правильность расчетного угла, и если он окажется не совсем верным — немного изменить его.

## ЗАПУСК МОДЕЛИ ПЛАНЕРА

От того, как запустить модель планера и в какой обстановке старт будет происходить, зависит характер ее полета. Поэтому вопрос о старте модели планера приобретает важное значение. В этой главе мы рассмотрим способы запуска модели планера, а также необходимые для этого местность и метео-обстановку.

Основная задача при запуске модели планера сводится к тому, чтобы придать ей в момент старта скорость, которая нужна для установившегося планирования, и при этом забросить модель на возможно большую высоту. Способ старта выбирается сообразно с весом модели, местностью, где старт проводится, и с той целью, которая преследуется полетом модели планера. Приведем несколько примеров.

Если местность холмистая и наличие соответствующего ветра обеспечивает механические восходящие потоки, то рекомендуется применять старт простым толчком руки. Если модель построена для научно-исследовательских целей и вес ее таков, что у человека не хватает физической силы для толчка, необходимого для придания модели полетной скорости, то старт нужно проводить с катапульты; если же старт тяжелой модели происходит на равнине и необходимо добиться продолжительного полета, можно применить высотный старт со змея или с небольшого сферика. Если местность холмистая, богатая восходящими потоками, но около пункта, где происходит старт, существуют местные вихревые течения, которые модель, при старте из рук, не в состоянии преодолеть и попасть в спокойный поток, то рекомендуется проводить старт с амортизатора. Если происходят всесторонние испытания вновь построенной модели планера на равнинной местности, то в этом случае целесообразно запустить ее несколько раз тоже на амортизаторе. Каждый из этих способов старта мы и разберем.

Старт из рук наиболее прост и не требует никаких приспособлений. Моделист берет модель правой рукой за фюзеляж, обычно у центра тяжести модели, и поднимает ее несколько выше головы; в этот момент модель находится в состоянии покоя; для того чтобы придать

модели скорость, потребную для планирования, моделист дает модели некоторый толчок на протяжении около 1—1,3 м, после чего модель уходит в воздух. Сила толчка расходуется на приведение модели из состояния покоя в состояние движения с нормальной полетной ее скоростью. Эта сила конечно должна быть тем больше, чем больше вес модели, чем больше нагрузка на единицу площади крыла и чем больше качество планирования. Силу толчка, потребную для старта модели планера, можно приближенно выразить формулой

$$F = G_{\text{мод}} \left( 1,02 p - \frac{0,75}{\mu} \right),$$

где:

$G$  — полетный вес модели в кг,

$p$  — нагрузка в кг/м<sup>2</sup>,

$\mu$  — качество планирования модели (известное нам из ранее проведенного расчета),

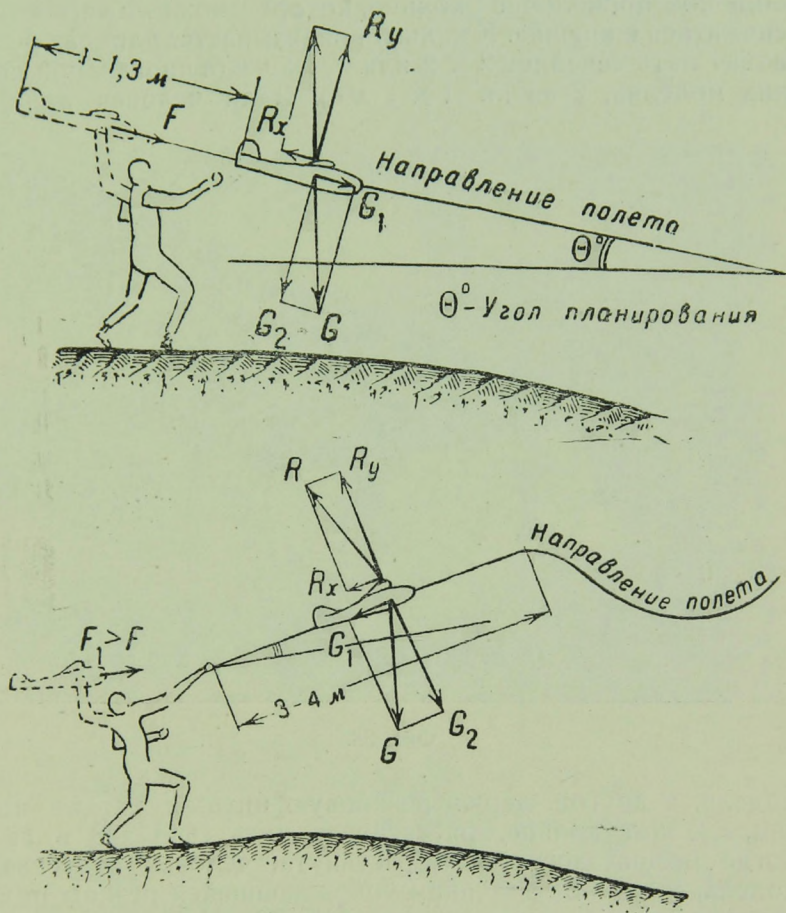
$F$  — потребная сила толчка в кг.

Скажем о двух обязательных условиях старта из рук.

Всякая модель требует для старта из рук лишь определенной силы толчка. Величина этой силы определяется моделистом в процессе регулировочных полетов с небольшой высоты (обычно с колена) и на мягкой почве (трава, сено). „Пристрелявшись“ таким образом к модели, мы опытным путем определим силу толчка  $F$ . В момент старта следует прилагать именно эту силу  $F$ , уже определенную из опыта и к которой рука моделиста привыкла на регулировочных полетах, а отнюдь не большую (фиг. 37, верхн.). Если мы приложим большую силу, то получится следующее: на модель будет действовать сила, большая, чем та, которая требуется для ее пологого планирования, вследствие чего модель пойдет несколько кверху; так как после отделения модели от руки на модель уже не будет действовать сила, толкнувшая ее вперед, то модель, двигаясь кверху, начнет „терять скорость“, т. е. скорость полета начнет затухать; пролетев 3—4 м, модель совсем потеряет скорость и перейдет в пикирование (крутое планирование), а затем — в волнообразный неправильный полет (фиг. 37, нижн.).

Необходимо направлять силу толчка руки несколько книзу, сообразно с качеством планирования модели, ибо

лишь в этом случае полет будет правильный. Если же мы забросим нашу модель под некоторым углом к горизонту чуть кверху, то результат будет тот же, что и в

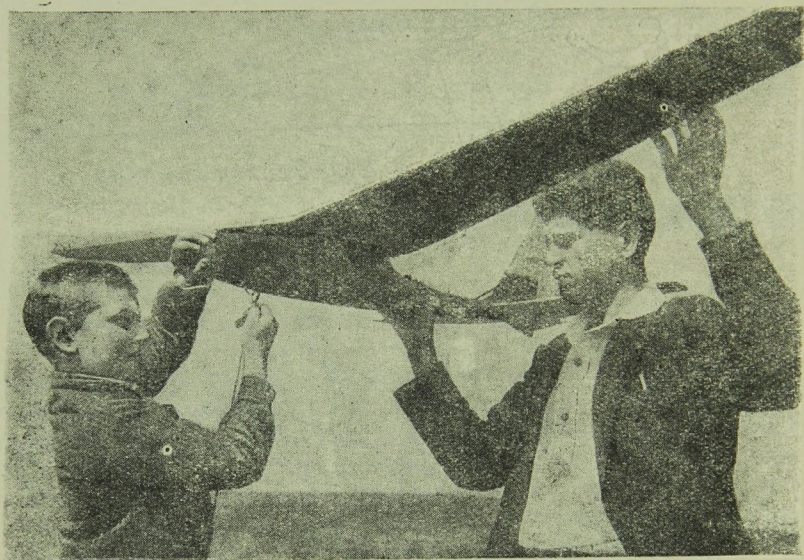


Фиг. 37.

случае чрезмерно сильного толчка: модель, пройдя по наклонной прямой кверху расстояние 3—4 м, потеряет скорость и перейдет в неправильный волнообразный полет.

Теперь перейдем к рассмотрению старта с амортизатором.

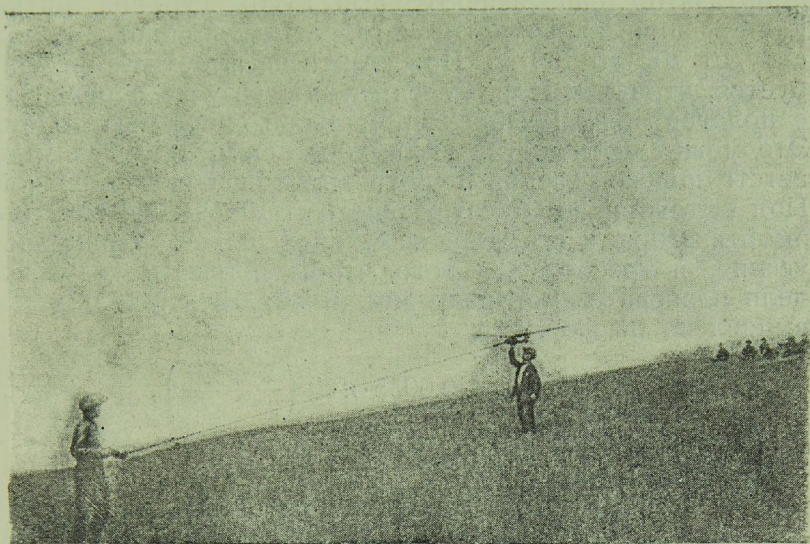
Для старта с амортизатором на фюзеляже у модели укрепляется стартовый крючок; за этот крючок зацепляется небольшое проволочное кольцо, которое может с легкостью сниматься с крючка. К кольцу привязывается длинная резиновая нить сечением  $2 \times 2$  или  $2 \times 4$  мм (а иногда, при легких моделях, 2 нитки  $1 \times 1$  мм). Один человек держит



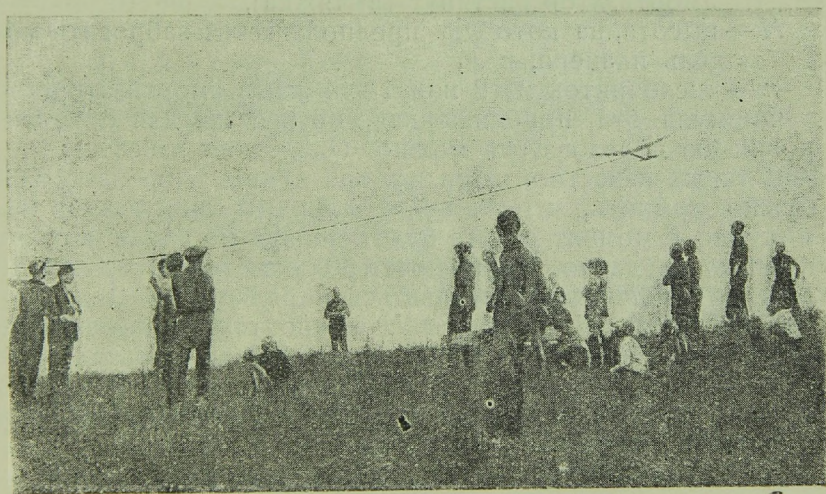
Фиг. 38.

модель, а другой, держа резиновую нить за тот ее конец, где нет кольца, растягивает нить (фиг. 38 и 39). Когда резина достаточно растянута, человек отпускает модель, и она под влиянием сокращающейся резины приобретает скорость и взлетает (фиг. 40). Когда резиновая нить, называемая амортизатором, сократится и придет в свое нерастянутое состояние, то кольцо под действием своего веса спадает с крючка, и модель, освободившись от амортизатора, перейдет в пологое планирование.

При правильном старте с помощью амортизатора модель можно забросить на высоту 30—50 м; вводя же в



Фиг. 39.



Фиг. 40.

амортизатор еще значительный кусок суровой нитки, немцы например умудряются забрасывать модели на высоту от 100 до 150 м. При старте на амортизаторе требуется, чтобы модель после отцепки сразу же переходила в пологое планирование с нормальной скоростью полета. Это может быть достигнуто подбором амортизатора соответствующего сечения и соответствующей его вытяжкой. Под вытяжкой мы будем разумеать отношение растянутого амортизатора к его первоначальной длине. Примерное усилие, потребное для того, чтобы провести старт модели планера с амортизатором, может быть приближенно вычислено по формуле:

$$T = (G_{\text{мод}} + 0,0035 \cdot n \cdot l) \left( \frac{2}{\mu} + \frac{2H}{il} \right),$$

где:

$G$  — вес модели в кг,

$\mu$  — качество планирования модели,

$T$  — сила, потребная от амортизатора в начальный момент, в кг,

$l$  — первоначальная длина амортизатора в м,

$i$  — отвлеченное число, показывающее, во сколько раз амортизатор растянут (вытяжка),

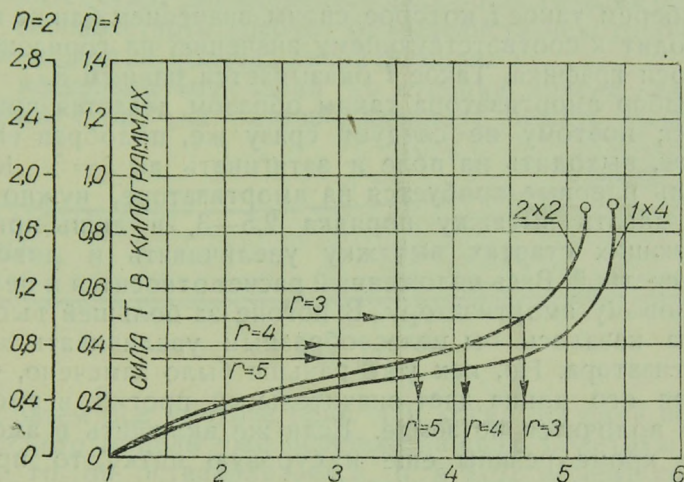
$H$  — высота, на которую предполагается забросить модель планера, в м,

$n$  — число ниток  $2 \times 2$  или  $1 \times 4$  мм в амортизаторе.

Формула эта приближенная, но все же для ориентировки ею пользоваться можно.  $G_{\text{мод}}$  — нам известен;  $\mu$  — нам также известно. При выборе длины амортизатора  $l$  нужно помнить, что слишком длинный амортизатор неминуемо в момент старта будет ползти по земле, и старт пройдет неудачно. Длиннее чем 50 м амортизатор делать не следует.  $H$  можно задаваться порядка 22—30 м; при выборе длины  $l$  и высоты  $H$  нужно строго следить за тем, чтобы  $H$  не было больше  $0,8 l$ . Для  $i$  задаемся 3, 4 и 5. Для этих трех значений  $i$  вычисляем  $T$  по только что приведенной формуле. Затем обращаемся к фиг. 41.

На этом графике изображены две вертикальные шкалы: левая для амортизатора, у которого число ниток резины равно 2, правая для амортизатора, у которого число ниток резины равно 1. Выберем ту шкалу, которая соот-

ветствует количеству ниток в нашем амортизаторе. (Лучше всего брать одну нитку для моделей до 1 кг весом, при большем весе можно брать 2 нитки). По вертикальной шкале находим силу  $T$  для  $i=3, 4$  и 5. На графике изображены две кривые для разных сечений нитки —  $2 \times 2$  и  $1 \times 4$  мм. Берем ту кривую, которая соответствует резине нашего амортизатора; до этой кривой проведем три горизонтальные прямые; одна из них соответствует  $i=5$ , другая  $i=4$  и третья  $i=3$ . Из точек пересечения гори-



Фиг. 41.

зонталей с кривой опустим перпендикуляры на горизонтальную ось графика. Получим на горизонтальной оси три точки. Каждая из этих трех точек будет соответствовать выбранному  $i=5, 4$  и 3. На горизонтальной оси графика мы видим деления. Каждой из трех точек соответствует такое деление. Из трех  $i=5, 4$  или 3 — мы будем выбирать то, которое своим значением ближе всего лежит к цифре на соответствующем делении горизонтальной оси графика.

Предположим, что наша модель весит 800 г; качество планирования у нее 12; длина амортизатора 30 м; аморти-

затор состоит из одной нитки сечением  $2 \times 2$  мм. Высота, на которую мы хотим забросить модель, 20 м.

Тогда:

$$T_{i=3} = 0,551 \text{ кг};$$

$$T_{i=4} = 0,452 \text{ кг};$$

$$T_{i=5} = 0,392 \text{ кг}.$$

Для  $i = 3$  значение на горизонтальной оси будет равно 4,65.

"  $i = 4$  " " " " " 4,08

"  $i = 5$  " " " " " 3,7

Выберем такое  $i$ , которое своим значением ближе всего подходит к соответствующему значению на горизонтальной оси графика. Такое  $i$  оказывается равным 5.

Подбор амортизатора таким образом делается приближенно; поэтому не следует сразу же, подобрав его на бумаге, выходить на поле и затягивать до  $i = 5$ . Когда модель впервые пробуете на амортизаторе, нужно вначале давать вытяжку порядка 2,5—3, и лишь при последующих стартах вытяжку увеличивать и доводить до расчетной. Весь изложенный расчет относится к цельнорезиновому амортизатору. В погоне за большей высотой старта казалось бы целесообразным увеличивать длину амортизатора. Но, как уже раньше было замечено, чрезмерная его длина дает значительный прогиб, и амортизатор волочится по земле. Если же включить в амортизатор кроме резины еще и суровую нитку, то прогиб увеличивается незначительно, тогда как высота взлета растет очень заметно. Метод старта Винклера, популярный в Германии, как раз и состоит в том, что в амортизатор включается значительный (до 100 м и даже больше) отрезок бечевки. Включение бечевки в амортизатор придает плавность полету модели до момента отцепки. Сила, необходимая для взлета модели на амортизаторе с бечевкой, может быть подсчитана по формуле:

$$T = (G_{\text{мод}} + 0,0035 \cdot n \cdot l + 0,001 \cdot t \cdot s) \left( \frac{2}{\mu} + \frac{2H}{il + s} \right),$$

где:

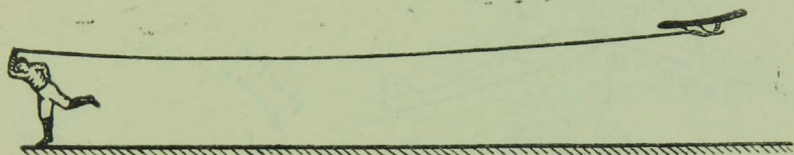
$G$  — вес модели в кг,

$n$  — число ниток в амортизаторе (точнее, в его резиновой части),

$l$  — длина резины в  $m$ ,  
 $s$  — длина бечевки в  $m$ ,  
 $t$  — вес 1  $m$  бечевки в  $g$ ,  
 $\mu$  — качество планирования модели  
 $H$  — высота старта в  $m$ ,  
 $i$  — число, показывающее, во сколько раз резиновая часть амортизатора вытягивается против своей первоначальной длины.

Обычно делается так, что если модель полностью опробована при осторожных стартах на амортизаторе, то проводится старт „на амортизаторе, с последующим бегом“. Этот способ старта требует от моделиста некоторой сноровки и „чутья полета“ своей модели.

За несколько мгновений до отцепки модели человек, который стоит „на резине“, начинает бежать — сначала



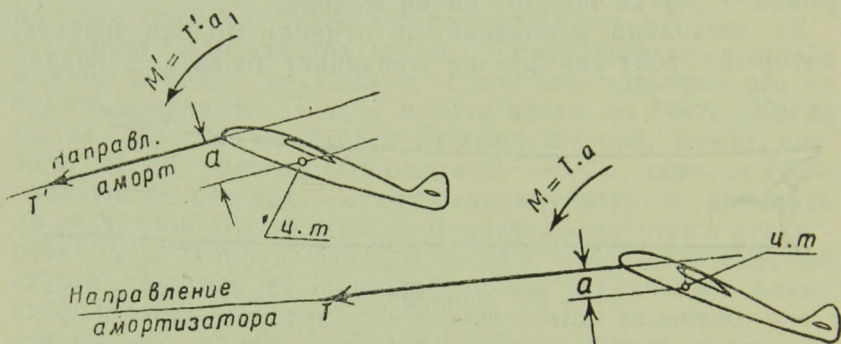
Фиг. 42.

тихо, затем все быстрее (фиг. 42); когда бегущий почувствует, что модель уже перешла на свою полетную скорость, то он останавливается, и в этот момент кольцо амортизатора слетает с крючка модели. В случае, если модель при этом старте чуть-чуть отклонится от прямолинейного полета, следует тотчас же отпустить амортизатор из руки, иначе авария модели почти неминуема.

Стартовый крючок у модели должен быть для запуска на амортизаторе расположен так, чтобы при этом обеспечивалась плавность полета в момент запуска модели и спокойный переход ее после отцепки в пологое планирование. Для уяснения влияния расположения крючка на характер полета разберем три случая положения крючка относительно центра тяжести модели.

1. Крючок расположен впереди центра тяжести (фиг. 43). Сила натяжения резины создает некоторый  $M_{рез}$ , который заставляет модель изменить угол атаки в сторону его уменьшения. С уменьшением угла атаки коэффициент

подъемной силы  $C_y$ , как известно, падает, а значит скорость полета растет. Таким образом в начале старта скорость модели несколько возрастает против ее обычной скорости. В последующие моменты старта сила тяги резины ослабевает, но зато плечо этой силы относительно центра тяжести модели растет (фиг. 43 слева), а значит общий момент падает незначительно, что и влечет за собой повышенную скорость модели на всем протяжении старта. В момент же отцепки сила тяги пропадает, и модель, отцепившись, устремляется несколько кверху, но пройдя метров 5, теряет скорость и переходит в пикирование с последующим волнообразным полетом. Таким



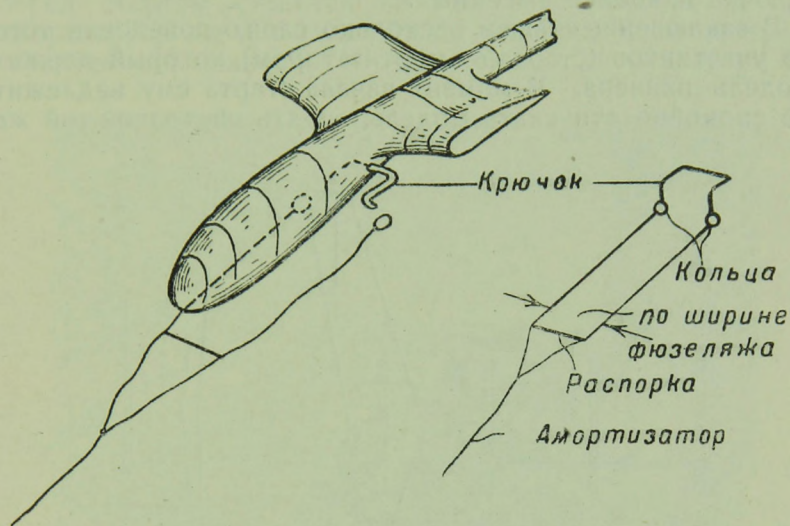
Фиг. 43.

образом мы видим, что эффект от переднего расположения крючка тот же, что и от чрезмерно сильного толчка руки.

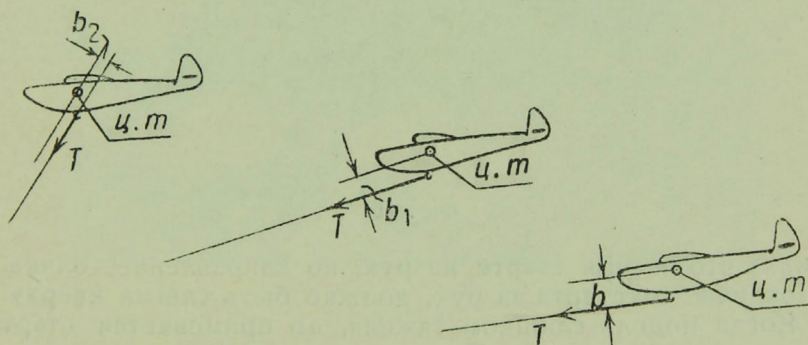
2. Крючок расположен в центре тяжести. Вид конструкции подобного крючка изображен на фиг. 44. В этом случае в любой момент старта тяга от амортизатора не будет создавать никакого момента относительно центра тяжести модели, и весь старт, включая и отцепку, пройдет спокойно.

3. Крючок расположен ниже центра тяжести. Во время старта тяга амортизатора будет создавать момент, стремящийся задрать нос модели кверху, т. е. увеличить угол атаки (фиг. 45). Поэтому в начале старта модель резко забирает высоту, но по мере подъема на высоту момент, увеличивающий угол атаки, уменьшается, и модель ко

времени отцепки летит уже на своей нормальной скорости. Этот способ стартования, в комбинации с введением в амортизатор 100 м нитки или бечевки, очень по-



Фиг. 44.



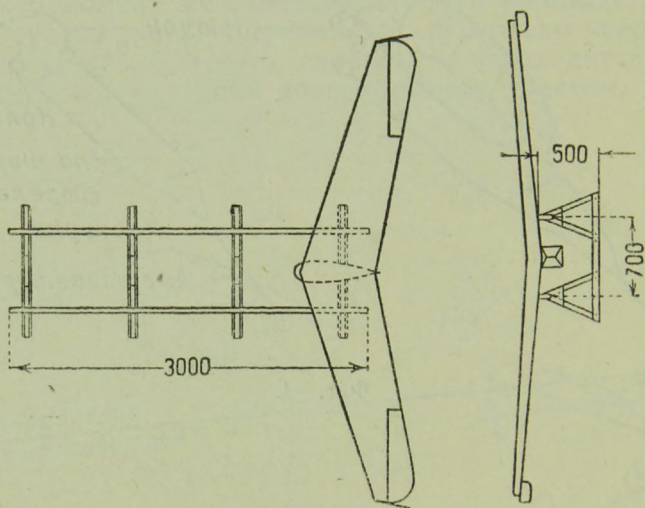
Фиг. 45.

пулярен в Германии и называется методом Винклера. Недостаток этого способа по нашему мнению тот, что в начале старта угол атаки крыла легко может увеличиться до сверхкритического, подъемная сила крыла резко умень-

шится, и модель может потерять скорость, перейти в штопор и потерпеть аварию.

Итак, по нашему мнению второй способ расположения крючка наиболее выгодный.

В заключение скажем несколько слов о поведении того из участников (старта с амортизатором), который держит модель планера. В момент начала старта ему надлежит не спокойно отпускать модель, а дать ей толчок той же

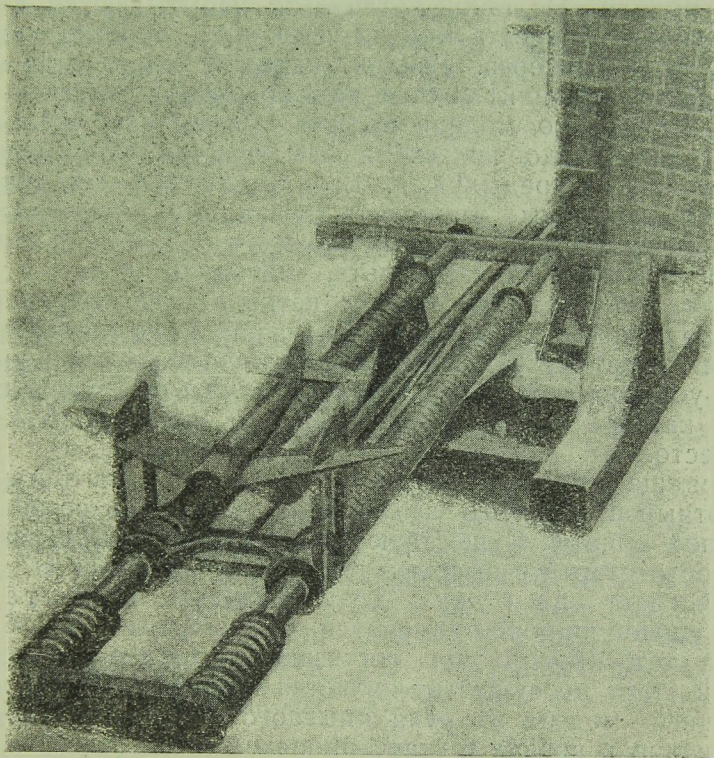


Фиг. 46.

силы, что и при старте из рук, но направление толчка, в отличие от старта из рук, должно быть слегка кверху.

Когда модель слишком тяжела, то применяется старт с катапультированием. При этом старте к модели прилагается значительная сила (сравнительно с толчком рукой человека) на протяжении от 2 до 5 м. Разгон модели осуществляется обычно на рельсах или на направляющих штангах. На фиг. 46 изображена схема катапульты Липпиша, который на ней проводил старты всех своих научно-исследовательских моделей бесхвосток. Действующей

силой был все тот же резиновый амортизатор, прикрепленный на этот раз к неподвижному колу, вбитому в землю на расстоянии 25 м впереди модели. Модель перед стартом ставится на катапульту (на конце ее), амортизатор же натягивается до тех пор, пока не представится возможность надеть кольцо амортизатора на



Фиг. 47.

крючок модели; затем модель отпускается и, пробежавши на плоскостях всю катапульту, уходит в воздух. В такой системе неудобно то, что модель на крыльях скользит по рельсам катапульты, причем боковые движения модели ничем не ограничены.

Схема катапульты Юнкера принципиально отлична от предыдущего приспособления. Изображенная на фиг. 47

катапульта состоит из двух труб, по которым скользит каретка с устанавливаемой на ней моделью. Каретка приводится в движение двумя спиральными пружинами, сжимаемыми лебедкой перед запуском модели. Удар каретки при ее остановке после движения вперед амортизируется двумя буферными пружинами. Прибор устанавливается на верхнем этаже здания, что удлиняет траекторию полета модели. На такой катапульте испытываются в полете на устойчивость модели самолетов, проектируемых на заводах Юнкерса. Усилия, которые могут дать это устройство в момент толчка, видимо, весьма значительны, вследствие чего модели оттуда вылетают с огромной скоростью. Подобная схема нам кажется более рациональной, чем предыдущая. Если в качестве движителя вместо пружины применить резиновый амортизатор, оставив схему действия в остальном такой же, то получится компактная катапульта, которую можно будет просто разворачивать против ветра и ставить у каких угодно склонов и обрывов. Замена пружины резиной заставит, разумеется, несколько изменить конструкцию всей установки и значительно облегчить ее, что и делает катапульту более пригодной к переносу с места на место.

Нам еще осталось коснуться вкратце высотного старта. Высотный старт — это запуск модели планера со значительной высоты. Существуют в основном четыре разновидности старта с высоты.

1. Старт из рук с привязного аэростата. Этот способ широко применялся во Франции в 1925—26 гг., когда там проводились состязания моделей планеров. Такой старт по существу является весьма удачной комбинацией: модель из руки опытного моделиста уходит правильно в воздух и старт происходит на значительной высоте. Но, к сожалению, проведение такого старта редко когда может быть осуществлено и стоимость его весьма велика.

2. Старт со змея или со сферика (шар-пилот — один или связка). Старт проводится с помощью посылки по лееру небольшого „почтальона“ для спуска замка, производящего отцепку модели. Этот способ старта неудачен по следующим обстоятельствам: для каждого старта модели необходимо будет снижать подъемное

устройство (змея или сферик); нужно еще сказать, что запуск змея очень затруднен, когда под ним крепится модель планера.

3. Старт со змея или с небольшого сферика с доставкой модели на высоту с помощью „почтальона“; последний, дойдя до змея или сферика, упирается замком крепления модели в ограничитель, замок отпирается, и модель уходит в свободный полет. Этот способ старта не имеет недостатков, присущих двум предыдущим. Он очень распространен как в СССР, так и в Германии<sup>1</sup>. Но этот способ старта имеет свои недостатки; первый недостаток — очень большая парусная площадь „почтальона“ (для тяжелых моделей), вследствие чего все устройство делается чересчур громоздким; второй недостаток — невозможность применить такого рода старт на сферике в безветрие или при очень слабом ветре.

4. Старт со змея или со сферика с доставкой модели на высоту при помощи бесконечной нитки, перекинутой наверху через блок. Стартовое устройство находится на бесконечной нитке. Ограничитель же, упираясь в который стартовое устройство начинает действовать, помещен на блоке, через который перекинута бесконечная нить. Может быть два варианта этого старта: а) двойная бесконечная нить является одновременно и леером змея и б) леер змея отделен от стартовой бесконечной нити. Первый из этих вариантов, казалось бы, сулит некоторое уменьшение веса леера, но зато очень сложен в эксплуатации, так как требует две синхронно работающие лебедки, причем леер при запуске змея обычно запутывается.

Все эти способы запуска, кроме первого, имеют один очень серьезный недостаток: модель планера покидает стартовое устройство с нулевой поступательной скоростью, после чего она пикирует (теряя на этом 15—20 м) и обычно переходит в волнообразный полет. Радикальной мерой против этих недостатков высотного старта была бы катапульта очень легкой и портативной кон-

---

<sup>1</sup> Схема действия „почтальона“ и способ его изготовления описаны в книге И. И. Бабюка „Воздушный почтальон“.

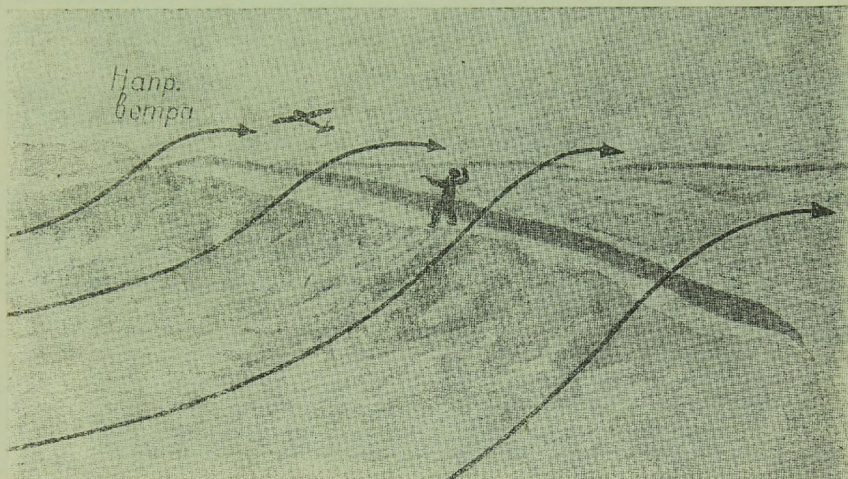
струкции, от которой модель планера получала бы толчок, потребный для сообщения ей полетной скорости. Подобные катапульты строились с успехом немецкими модельстами, но лишь для легких, небольших моделей. Катапультное приспособление было смонтировано на „почтальоне“ так, что направление толчка модели было по лееру от змея. Двигательной силой, производившей толчок, была резиновая нить. К сожалению, более подробных сведений о немецких опытах в этой области мы не имеем.

У нас в СССР катапультированием со змея занимался Подгурский, но к удовлетворительным результатам не пришел. Кроме Подгурского этим же вопросом занималась авиамodelьная лаборатория в Казани и, кажется, добилась успеха. К сожалению, автор этих строк не располагает ни схемой, ни описанием действия катапульты Казанской авиамodelьной лаборатории.

В заключение нельзя обойти молчанием так называемый „буксировочный старт“, весьма распространенный в США. Этот способ старта состоит в том, что модель планера запускают как змей, буксируя ее за нитку против ветра. Если модель с небольшой нагрузкой, то для запуска достаточно ветра в 2—3 м/сек. Когда модель таким образом заброшена на достаточную высоту, то резким рывком нитка сбрасывается с крючка, расположенного на фюзеляже, и модель начинает свободный полет. Такой старт применим лишь для модели с очень малой нагрузкой — порядка 10—17 г/дм<sup>2</sup>. Модели с такой малой нагрузкой могут летать лишь в термических восходящих потоках, причем полеты их в термиках могут быть очень продолжительными (американский рекорд — 23 мин. был поставлен на термиках). Правда, работа над моделями планеров с малой нагрузкой представляет с технической точки зрения не очень большой интерес (если на модели не установлено приспособление Зюрина; если же оно установлено, то вполне можно ожидать даже и в ветер продолжительного, хотя и не дальнего полета).

Характер полета модели планера в значительной степени определяется местностью, где старт происходит, и метеообстановкой. Местность для старта моделей планеров должна быть такого рельефа, который бы при со-

ответствующих ветрах создавал мощные динамические восходящие потоки. Требования к местности для старта моделей планеров те же, что и к планерному старту. Поэтому лучше всего пускать модели планеров на планерной станции, где производятся парящие полеты. Однако при выборе места, откуда пускать модели, нужно избегать лощин и ям. Гладкий склон 100—200 м длиной и достаточной высоты является лучшим местом старта для моделей планеров (фиг. 48). Скорость ветра (который должен дуть на склон) при старте не должна превышать



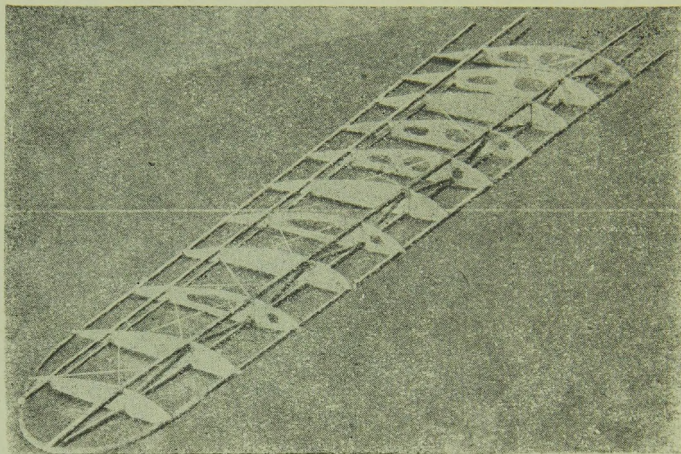
Фиг. 48.

скорости полета моделей в безветрие. При выборе старта для моделей планеров следует особо иметь в виду, что на радиусе 500—1000 м от старта не должно быть ни леса, ни больших кустов, так как при приземлении удар модели о дерево грозит серьезными поломками.

Не следует модель пускать в туман, снег или дождь. Оседающая на крылья, фюзеляж и оперение влага значительно утяжеляет модель, и поверхность соприкосновения с воздухом делается менее гладкой. Все это значительно снижает летные качества модели планера.

## ПОСТРОЙКА МОДЕЛЕЙ ПЛАНЕРОВ

Прежде всего необходимо указать на существенную разницу в условиях работы деталей летающей модели с резиномотором и модели планера. Модель планера в отличие от моторных моделей имеет значительную скорость полета. Как уже упоминалось в одной из предыдущих глав, модель планера во время полета скорости не меняет, значит она и садится на полетной скорости,



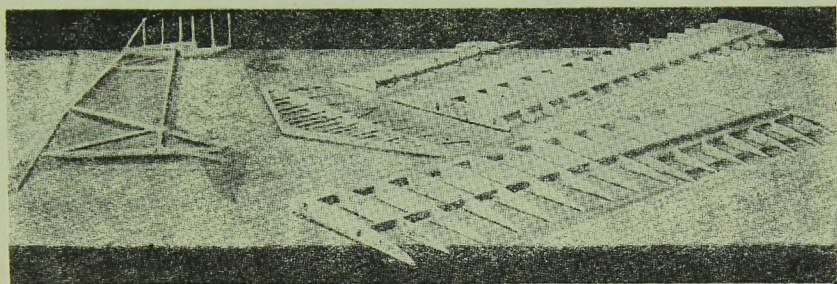
Фиг. 49.

вследствие чего и происходит удар во время приземления. Требования повышенной прочности к моделям планеров и налагают отпечаток на конструкцию многих их деталей.

**Крыло.** Крылья модели планера состоят из нервюр, лонжеронов, кромок (передней и задней) и обшивки. По числу лонжеронов наиболее популярными у наших модельистов являются двухлонжеронные крылья. Два лонжерона обеспечивают жесткость крыла и стойкость против коробления. Можно лонжероны крыла делать из двух реек каждый, причем каждая рейка врезается сверху и снизу нервюр. Между полученными таким образом верхней и нижней полками лонжеронов располагаются

раскосы (фиг. 49). Недостатком подобной конструкции лонжеронов является то, что обшивка крыла в месте соприкосновения с лонжеронами ложится углами. Более рациональной конструкцией лонжеронов является та, которая изображена на фиг. 50. Лонжероны делаются цельными сосновыми пластинками, по высоте составляющими 60—70% от высоты нервюры в данном месте.

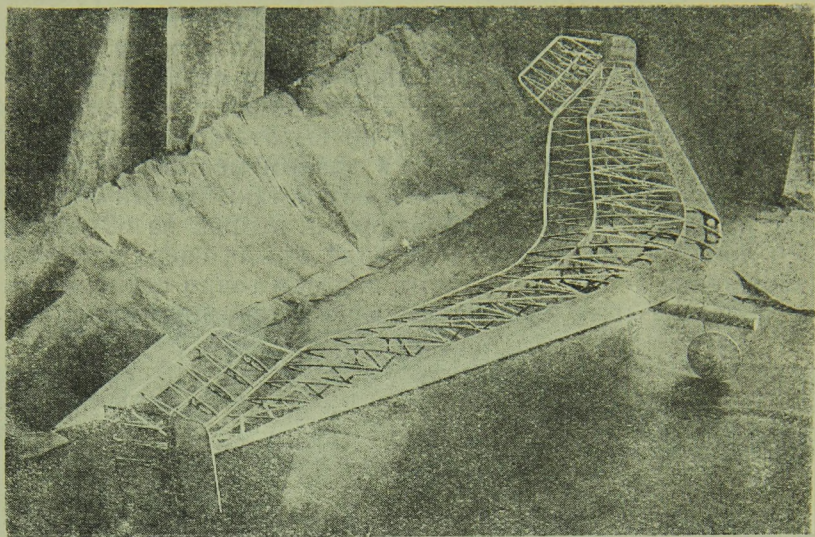
Лонжероны обычно располагаются так: первый лонжерон на 30% от длины нервюры, а второй на 60—65%. Оси лонжеронов чертятся на виде крыла сверху; местонахождение лонжеронов таким образом точно переносится на нервюры и в последних вырезаются прямоугольные



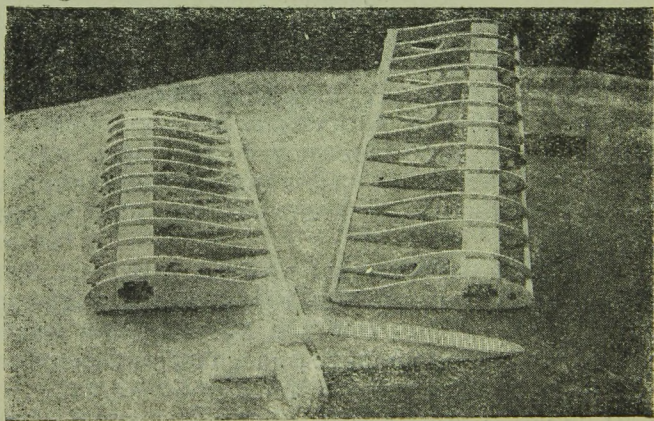
Фиг. 50.

отверстия точно по сечению лонжерона в данном месте. В носки нервюр врезается передняя кромка; строгаются она обычно из сосны. К хвостикам нервюр крепится задняя кромка: в нее либо врезаются нервюры, либо приклеиваются на бисквитках из перкаля или пергамента. Крыло двухлонжеронной конструкции изображено на фиг. 51.

На фиг. 52 и 53 изображены крылья моделей планеров однолонжеронной конструкции. Как правило, такие крылья получаются тяжелее, так как для обеспечения жесткости на кручение лонжерон делается массивным, а значит тяжелым. Передняя кромка модели и вся лобовая часть крыла, обычно до первого лонжерона, обшивается либо плотной ватманской бумагой, либо тонкой фанерой или шпоном; делается это для большей прочности и для придания правильной формы крылу по сечениям вдоль нервюр.

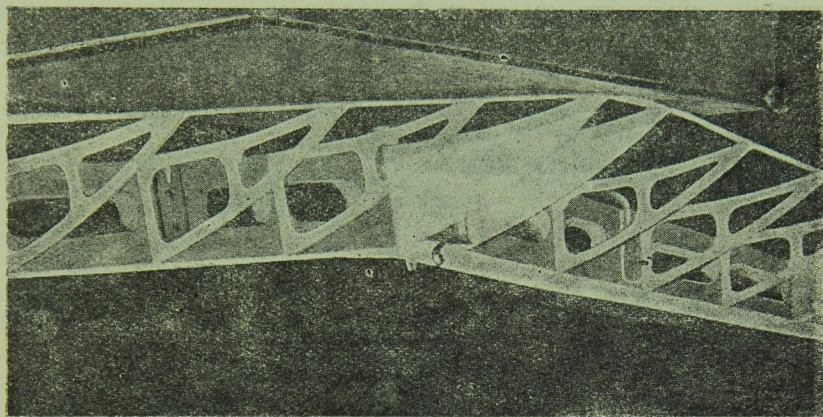


Фиг. 51.



Фиг. 52.

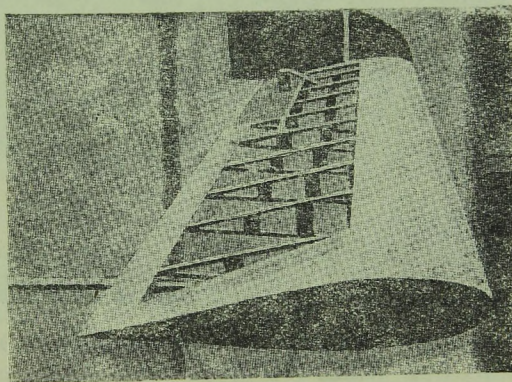
Примером подобной обшивки лба крыла могут служить фиг. 54 и 55; фиг. 54 — крыло модели бесхвостого планера Липпиша, фиг. 55 — демонстрационная модель планера



Фиг. 53.

конструкции Казина (Ленинград).

Нервюры крыльев вырезаются из фанеры 1—1,5 мм. Все крыло модели планера обшивается либо папиросной бумагой (если вес модели не больше 0,5 кг), либо пергаментом (при весе модели до 1 кг); если же модель весом свыше 1 кг, то крылья ее обязательно следует

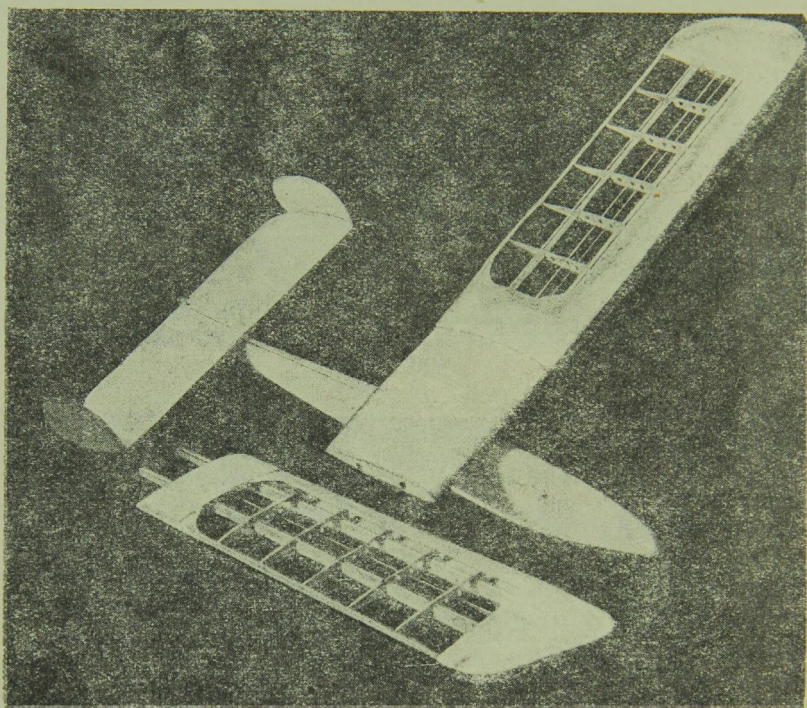


Фиг. 54.

покрывать материей — шелком или мадеполамом. Матерчатая обшивка обеспечивает целостность скелета крыла и не рвется при ударах в момент приземления. Сверху крылья покрываются эмалитом в несколько слоев (2—3 слоя).

Очень ответственным местом конструкции крыла явля-

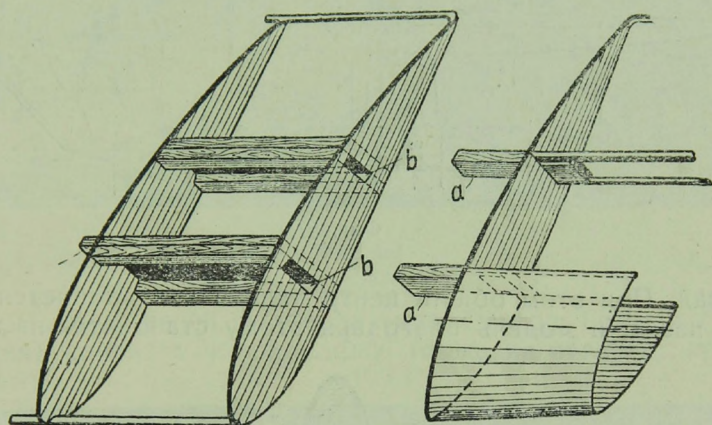
ется крепление его к фюзеляжу. Первое, что нужно отметить по этому вопросу, это нерациональность глухого крепления крыла к фюзеляжу. Удары при посадке столь значительны, что как бы ни крепки были детали, соединяющие консоли крыла с фюзеляжем, вся конструкция после 3—5 приземлений расшатается и придет в негод-



Фиг. 55.

ность. Обычная конструкция крепления крыльев у наших моделлистов изображена на фиг. 56. Крыло в этом случае делится на 3 части — центроплан и две консоли. На торцевой нервюре консольной части, которая прилегает к центроплану, расположены как продолжения лонжеронов две пластины *a*. На чертеже эти пластины изображены деревянными, но часто их делают металлическими — из

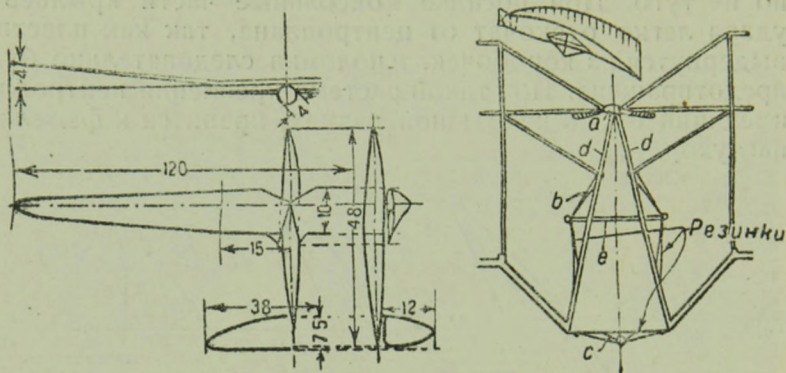
Дюралю или стали. Крепление пластин к лонжеронам консолей должно быть достаточно прочным. В центроплане на лонжеронах располагаются „коробочки“ *b*, которые имеют пазы, вмещающие пластины *a*; пластины *a* должны входить в коробочки *b* плотно, без вихляний, но не туго. При посадке консольные части крыльев от удара легко отскочат от центроплана, так как пластины выдернутся из коробочек, и поломка следовательно будет предотвращена. При такой системе крепления центроплан, имеющий очень небольшой размах, крепится к фюзеляжу наглухо.



Фиг. 56.

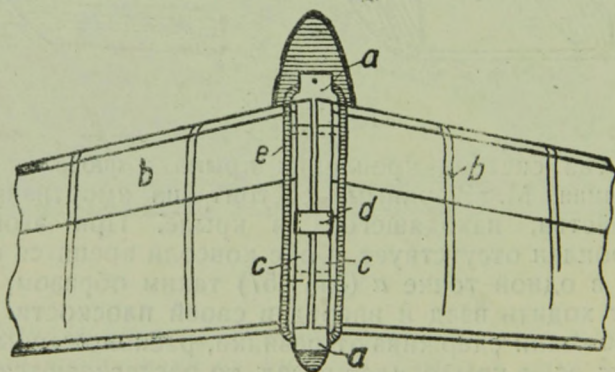
Другая система крепления крыла к фюзеляжу, предложенная М. Зюриным, состоит из амортизирующего устройства, находящегося в крыле. При этой схеме центроплан отсутствует, а обе консоли крепятся на фюзеляже в одной точке *a* (фиг. 57) таким образом, что они могут ходить взад и вперед в своей плоскости. Свободу их движений сдерживают резинки, расположенные внутри крыла; если крыло идет назад, то растягиваются резинки *b*, если же крылья идут вперед, то работают резинки *c*. Резинки *b* крепятся наглухо к центральным нервюрам *d* и в середине расперты рейкой *e*, которая и заставляет растягиваться резинки *b* в тот момент, когда крыло идет назад. При соответствующей регулировке этого устрой-

ства можно не только обеспечить целостность модели при посадке, но и сделать ее стойкой против ветра. Порыв ветра, внезапно ударяющий в консоли крыльев, растягивает резинку *b* и заставляет консоли отойти несколько



Фиг. 57.

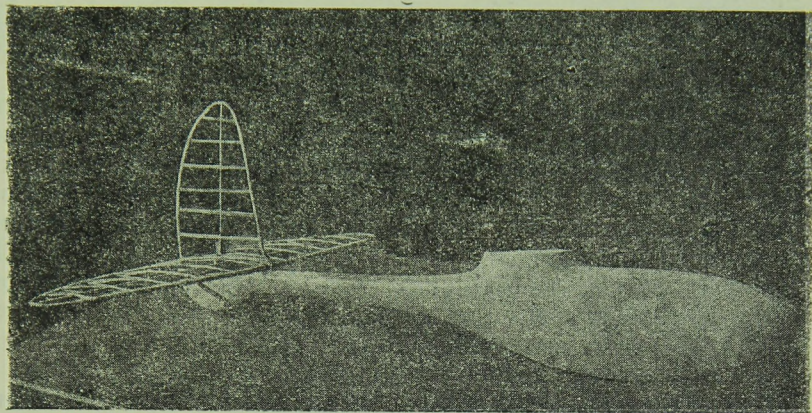
назад. При этом общий центр давления отклоняется также назад, и модель благодаря этому становится на мень-



Фиг. 58.

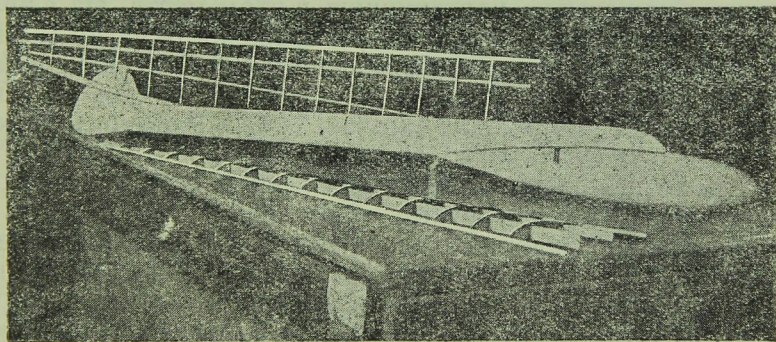
ший угол атаки, т. е.  $C_y$  уменьшается и скорость во время порыва ветра растёт. Значит модель, снабженная подобным устройством, автоматически устойчива против ветра.

Полет модели М. Зюрина с таким „автоматом“ показал в 1934 г. в Коктебеле достоинства такого устройства. Полет длился 15 мин. и тогда явился всесоюзным рекордом по продолжительности полета модели планера.



Фиг. 59.

Крылья моделей планеров типа Оскара Гентша (Германия) крепятся к фюзеляжу также не наглухо: крыло



Фиг. 60.

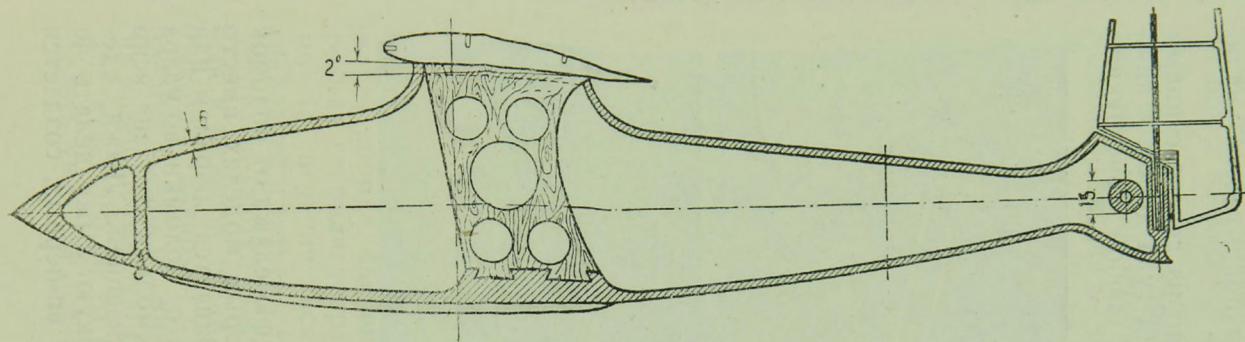
кладется на фюзеляж и расчаливается к его нижним стрингерам тугой резиновой лентой с обоих бортов фю-

зеляжа. На фиг. 58 изображено крепление крыла бесхвостого планера „Шторх-Паузе“ к фюзеляжу. Скоба *a* крепится наглухо к фюзеляжу; крылья *b* (правое и левое) кладутся на эту скобу сверху; на внутренних нервюрах крыльев имеются буртики *c*, за которые крепится скоба из дюрала *d*. После того как крылья между собою таким образом скреплены, надевается резиновое кольцо *e*, которое и прижимает крыло к фюзеляжу.

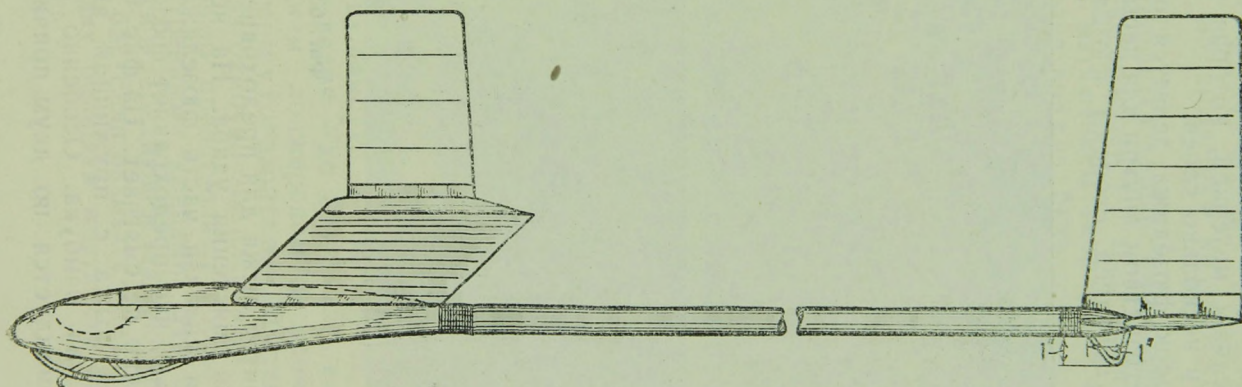
Фюзеляж. Фюзеляж модели планера должен быть весьма прочным, а поверхность его гладкой (для уменьшения сопротивления). Поэтому самой рациональной является конструкция фюзеляжа целиком из дерева, внутри облегченная. Фюзеляж подобной конструкции завоевал себе полные права гражданства у нас в СССР. На фиг. 59—60 изображены два фюзеляжа цельнодеревянные с облегчением изнутри. Такой фюзеляж делается из двух половин, которые после выскабливания внутренней части между собой склеиваются.

Облегчать фюзеляж нужно таким образом, чтобы в его носовой части была изолированная камера с отверстием, в которую можно было бы класть дробь для загрузки. В той части фюзеляжа, где крепится центроплан, облегчать нужно осторожно, чтобы не ослабить это место. В некоторых конструкциях фюзеляжей на месте крепления центроплана клеивается специальная распорка, укрепляющая всю конструкцию в этом месте. На фиг. 61 цельнодеревянный фюзеляж изображен в разрезе. В США строились деревянные фюзеляжи с хвостовой балкой из фанерной трубы. Рис. 62 изображает модель с таким фюзеляжем американца Буллока. В СССР фанеру на хвостовой балке применял Павлов.

Кроме цельнодеревянных фюзеляжей есть конструкции и стрингерно-шпангоутные. Фюзеляж в этом случае набирается из фанерных шпангоутов. Шпангоуты соединяются друг с другом продольными рейками — стрингерами, идущими через весь фюзеляж от носа к корме. Фиг. 63 изображает скелет модели Зултана с фюзеляжем, набранным из стрингеров и шпангоутов. Фиг. 64 — скелет известной немецкой модели Гентша, пролетевшей 8 850 м. При конструировании подобного ряда фюзеляжей особое внимание нужно обращать на прочность стрингеров и креплений их к шпангоутам, так как при посадке легче



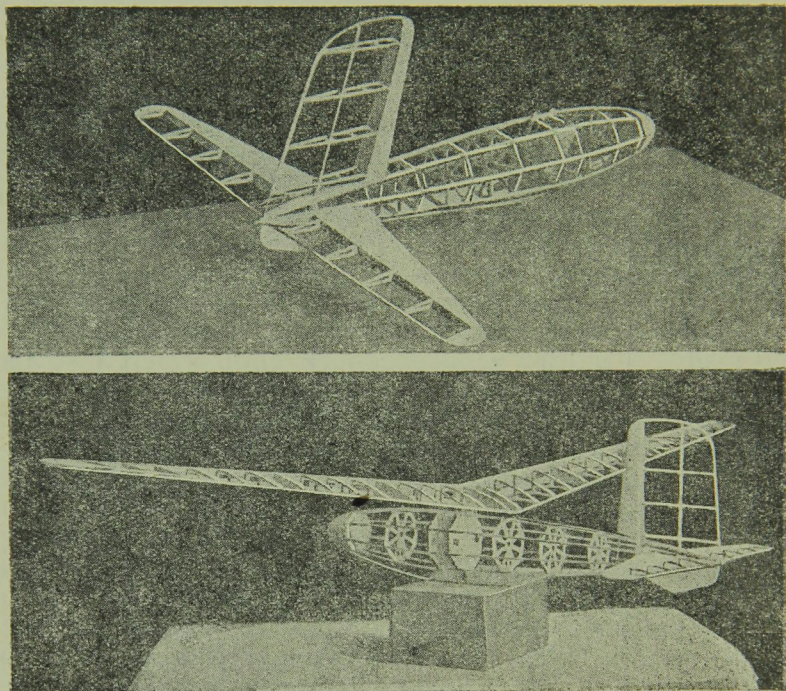
Фиг. 61.



Фиг. 62.

всего ломаются именно стрингеры. Обшиваются такие фюзеляжи материей, которая затем покрывается эмалитом в несколько слоев.

Носок фюзеляжа делается обычно из дерева с полым пространством внутри для насыпания туда дрови. С нижней передней стороны фюзеляжа любой конструкции



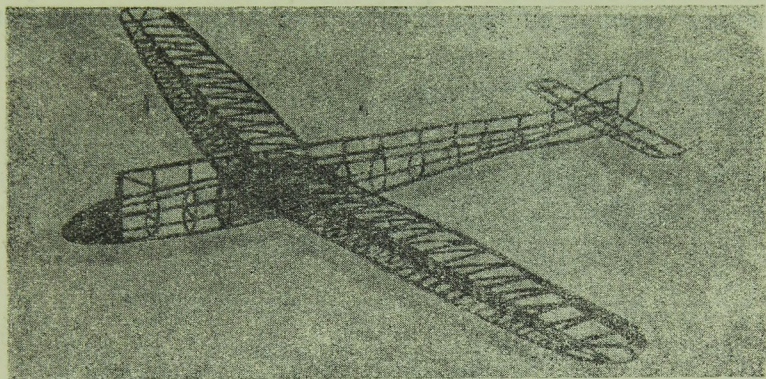
Фиг. 63.

крепится лыжа для предохранения фюзеляжа от поломок и для смягчения удара. На некоторых моделях вместо лыжи килевая часть фюзеляжа обивается дюралем или сталью, что предохраняет фюзеляж от поломки, но удара конечно не смягчает. На фиг. 63 у модели Зултана ясно видна лыжа с пружинной амортизацией. Лыжа сделана из бамбука. Особенно высокую лыжу делать не рекомендуется по двум причинам: во-первых, создается

добавочное лобовое сопротивление, а во-вторых, при посадке „с боковичком“ лыжу обычно сворачивает на бок и заодно с лыжей выламывается килевой стрингер.

Крючок, на который надевается кольцо амортизатора, делается из проволоки и засаживается в тело фюзеляжа настолько крепко, чтобы натяжением амортизатора его не вытащило. Лапка крючка должна быть согнута вниз так, чтобы кольцо по ослаблении натяжения резины легко спадало.

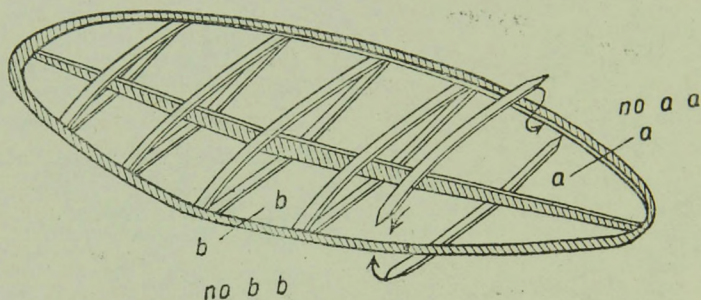
Хвостовое оперение. Горизонтальное хвостовое оперение, как и крыло, состоит из нервюр и лонжеро-



Фиг. 64.

нов. Спереди и сзади горизонтальный стабилизатор окаймляет кромка, сделанная из бамбука. В том случае, если размах стабилизатора не велик — до 30—35 см, вполне можно ограничиться одним лонжероном и кромками (передней и задней). Нервюры у горизонтального стабилизатора делаются обычно из бамбуковых планочек. Верхняя и нижняя полки нервюр представляют собою бамбуковые планочки с заостренными концами. Эти заостренные концы всаживаются в переднюю и заднюю кромки на казеиновом клею (фиг. 65). Если размах стабилизатора достигает 0,5 м, то в целях большей жесткости нужно делать уже два лонжерона.

Ответственным местом в конструкции хвостового оперения является крепление его к фюзеляжу. Крепление должно быть таким, чтобы можно было изменять угол атаки горизонтального стабилизатора. Схем креплений подобного рода существует очень много; мы здесь приводим три основные системы регулировки. Верхний рисунок фиг. 66 изображает схему регулируемого стабилизатора модели Подгурского. В долбленном фюзеляже, в хвостовой его части, расположена деталь, которая состоит из гаечки с резьбой 2—3 мм в диаметре, припаянной к проволоке диаметром 2 мм; к другому концу проволоки припаяна жестяная пластинка, изогнутая по форме лобовой части горизонтального стабилизатора. В гаечку пропущен стерженек *с* с нарезкой, причем

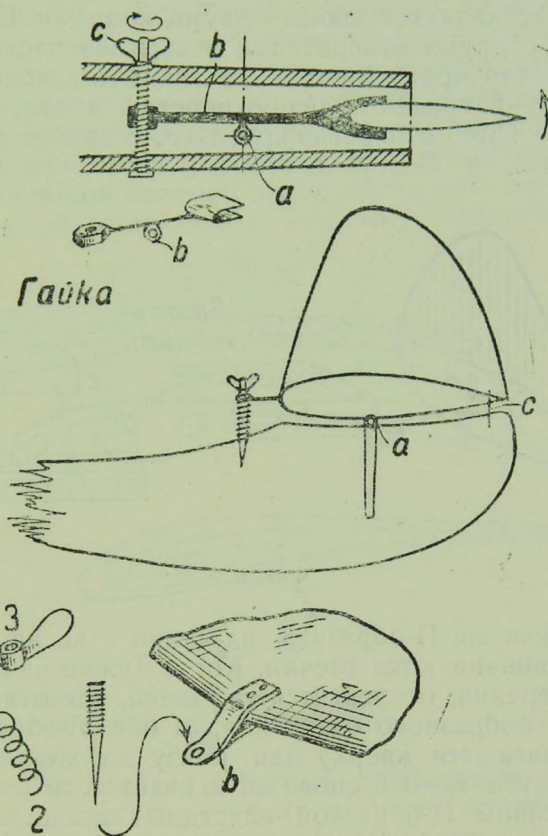


Фиг. 65.

стерженек этот проходит сквозь фюзеляж и на нижней его части расклепывается или как-нибудь по-иному закрывается (чтобы не вываливался). На детали *b* в середине ее на проволоке напаяна петелька *a*; сквозь нее пропускается ось, вокруг которой происходит изменение угла атаки стабилизатора; направление этой оси перпендикулярно стержню *с*. Вращением стержня *с* мы заставляем подниматься или опускаться гаечку, а за ней изменяется и угол атаки стабилизатора. Работать подобное устройство будет в пределах сравнительно малых углов отклонения оперения, и в этом заключается его главный недостаток.

На нижнем рисунке фиг. 66 изображено простое крепление оперения на подкосах. Изменение угла атаки дости-

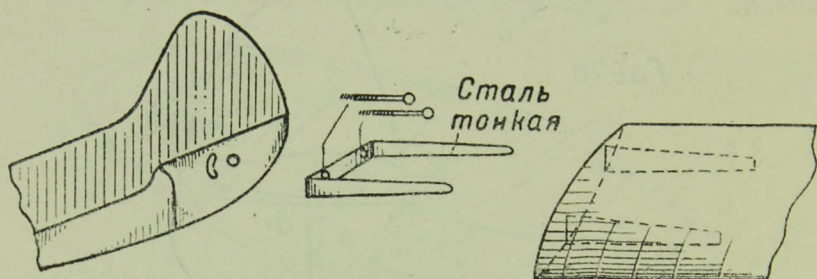
гается здесь следующим образом: стабилизатор укрепляется шарнирно в одной точке *a* на подкосе. Спереди на стабилизатор укрепляется петля *b*, сквозь которую просовывается стержень *1* с винтовой нарезкой, причем



Фиг. 66.

на него предварительно насаживается пружина 2. Поверх петли *b* на стержень *1* навинчивается гаечка 3 с барашком. Подворачивая или опуская гаечку 3, мы тем самым изменяем угол атаки стабилизатора.

Можно также делать стабилизатор состоящим из двух частей, правой и левой. Крепление такого стабилизатора показано на фиг. 67. На обоих лонжеронах каждой части стабилизатора имеются коробочки (такие же, как и в креплении крыла) для правой и левой части стабилизатора. Они делаются из стали или из дюрала. В эти коробочки вставляется своими двумя концами П-образная пластина, с двумя отверстиями в верхней части. Сквозь эти отверстия пропускаются болтики, для которых уже заранее приготовлены два отверстия в плоской части фюзеляжа. Одно отверстие круглого, а другое дугообразного очертания. С другой стороны фюзеляжа надевается



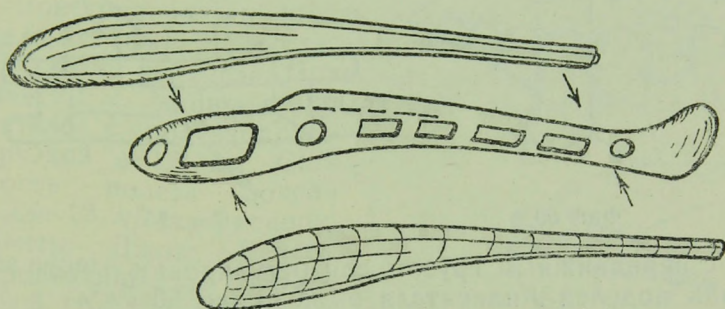
Фиг. 67.

точно такая же П-образная пластина и на нарезку болтиков навинчиваются гаечки. Когда нужно изменить угол атаки оперения, отпускается та гаечка, где отверстие для болта дугообразного очертания, и обе П-образные пластины двигаются кверху или книзу до желаемого угла атаки. Затем гаечка снова затягивается, и с обеих сторон на концы П-образной пластины насаживаются консоли стабилизатора.

Описанная схема регулировки оперения оправдала себя на модели Бармичева, которая в Коктебеле летала до 10 мин. в сильный ветер и с ничтожной аварийностью. При резких ударах оперение от фюзеляжа отскакивало, но регулировка при этом не нарушалась.

Для обтяжки стабилизатора употребляется тот же материал, что и для крыла.

Вертикальное оперение, если оно состоит из хребтовой килеватости и обычного киля, делается таким образом: фанера толщиной 1,5 или 2 мм режется по форме всего фюзеляжа (при виде сбоку). Вся внутренняя часть, которая пойдет внутрь фюзеляжа, облегчается вырезами; отшкуренная фанера кладется между левой и правой частью фюзеляжа (фиг. 68). Та часть фанеры, которая будет подвергнута склейке, цинублится, мажется клеем, к ней прикладываются створики фюзеляжа и все обматывается туго-натуго резиной, это — запрессовка. В случае стрингерно-шпангоутной конструкции фюзеляжа килевая поверхность делается из бамбукового стрингера и нервюрок; конструкция такой килевой поверхности видна на фиг. 64. Если хребтовой килеватости нет, то конструкция киля



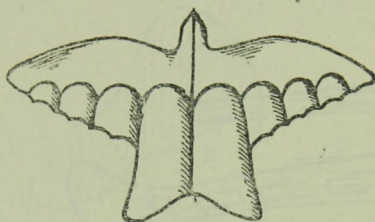
Фиг. 68.

ничем не отличается от конструкции горизонтального стабилизатора.

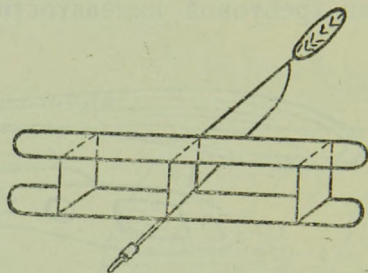
В заключение следует отметить требование, предъявляемое ко всем деталям модели планера, подверженным воздействию потока воздуха. Необходимо добиваться гладкой поверхности соприкосновения с воздухом. Для этого фюзеляж тщательно шлифуется шкуркой и покрывается лаком; очень желательно полировать фюзеляж; крылья и оперение обтягиваются гладким материалом и после покрытия эмалитом не должны иметь шероховатостей. После посадок в грязь или на болотистую почву вся модель тщательно протирается.

## РАЗВИТИЕ МОДЕЛИ ПЛАНЕРА

Безмоторная летающая модель самолета сыграла известную роль в развитии авиатехники в прошлом столетии. На моделях планеров (фиг. 69) экспериментировал Жозеф Плин, работавший в 60-х годах прошлого столетия. С моделями планеров работал О. Лилиенталь — гениальный основоположник современной техники летания. На фиг. 70 изображена одна из его моделей. Вертикальные стабилизирующие поверхности поставлены между крыльями, а вместо горизонтального стабилизатора сзади крепилось длинное птичье перо. Спереди располагалась



Фиг. 69.



Фиг. 70.

рейка с передвигным грузом для регулировки. Несущая площадь моделей Лилиенталья была около 50 дм<sup>2</sup>.

В 1905 г. Французский аэроклуб организовал конкурс летающих моделей планеров. Модели сбрасывались с вышки высотой в 41 м.

Оценка достижений моделей велась по формуле:

$$N = \frac{G}{S} \cdot \frac{t^2}{H^2 \cdot k},$$

где:

$t$  — время пуска,

$H$  — высота старта,

$G$  — вес модели,

$S$  — площадь крыла,

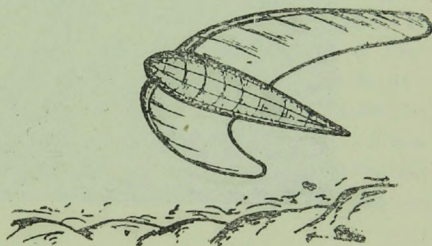
$N$  — количество очков,

$k$  — коэффициент сопротивления воздуха;  $k = 0,85$ .

Результаты [французского конкурса 1905 г. сведены ниже в таблицу.

Конструктор	$\frac{G}{S \cdot H^2 \cdot k}$	$t$ сек.	$N$	Примечания
Пэйре . . . . .	0,0277	18,2	9,2	Пролетела 131 м, вес 3,5 кг
Бурден . . . . .	0,0125	16,2	3,5	Тип Райт, вес 2 кг
Мурен . . . . .	0,00376	38,4	5,4	Площадь крыла 0,2 м <sup>2</sup>
Генрион . . . . .	0,0188	14,8	4,1	—
Дж. Вейсс . . . . .	0,00418	42,2	7,1	Модель была слишком легка

В 1907 г. в Лондоне на сельскохозяйственной выставке демонстрировалась модель планера Джозе Вейсса. Модель эта (фиг. 71) имела очертания крыльев и тела птицы, но хвоста не имела. Приводим данные этой модели: размах 2,1 м, площадь крыла 0,77 м<sup>2</sup>, вес 2,8 кг. Модель летала с полезной нагрузкой в 1,5 кг. Скорость полета модели была 12 м/сек. Эксперименты Джозе Вейсса, проведенные в 1905—1908 гг., ставят летные достижения его моделей на уровень с достижениями последних лет в этой области. В 1908 г. им были построены модели весом от 500 г до 4 кг; летали эти модели превосходно; одна из них летала 1100 м в 70 сек. при угле планирования 2—3°. Модель, изображенная на рисунке, имела вес 13 кг при площади крыла 1,8 м<sup>2</sup> и размахе в 3,3 м. Фюзеляжи моделей Вейсса по форме напоминают тело птицы, что имело целью снижение сопротивления воздуха.



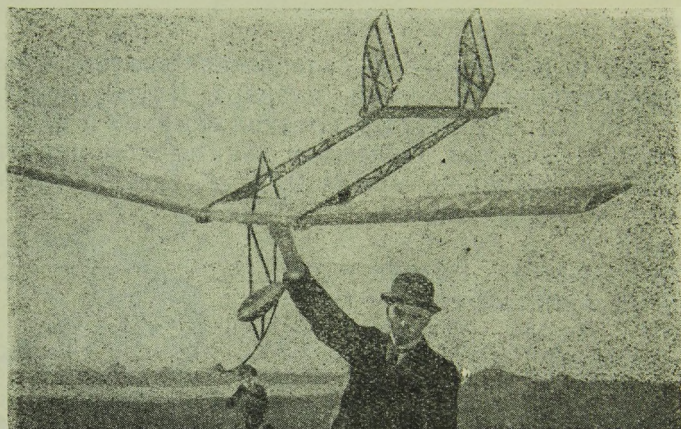
Фиг. 71.

До 1920 г. специальных конкурсов и состязаний по моделям планеров не проводилось. Но с 1920 г. Французская авиационная ассоциация ежегодно, включительно по

1925 г., проводила специальные состязания моделей планеров. Приводим рекорды, поставленные на этих состязаниях:

1920 г.	модель	Абриаля	показала	продолжительность	25 сек.
1921 г.	"	Абриаля	"	"	1 мин. 30 сек.
1923 г.	"	М. Шабона	"	"	3 мин. 30 сек.
1924 г.	"	Тео Ланд	"	"	3 мин. 04 сек.

Одна из моделей состязаний 1923 г. изображена на фиг. 72. Размах этой модели 3 м, длина 1,5 м, площадь крыла 0,89 м<sup>2</sup>, вес 1960 кг. Профиль крыла — Геттинген 436.



Фиг. 72.

Конкурс 1925 г. прошел очень успешно. На конкурсе были записаны 49 моделей. Старт каждой модели проходил со сферического аэростата, поднятого до высоты 130 м.

Из моделей, участвовавших на конкурсе, 26 моделей летали выше 1 мин., 15 моделей летали меньше 1 мин.

На фиг. 73 изображены модели этого конкурса.

Все эти модели имеют эластичные крылья птицеобразного очертания и толстые обтекаемые фюзеляжи.

Летные достижения конкурса очень не плохие. Не следует забывать, что состязания происходили над почти

ровной местностью, поэтому высотность старта давала лишь незначительный козырь участникам. Дальнейшие работы над моделями планеров во Франции нам неизвестны и конкурсы, подобные 1925 г., в последние годы во Франции не проводятся.

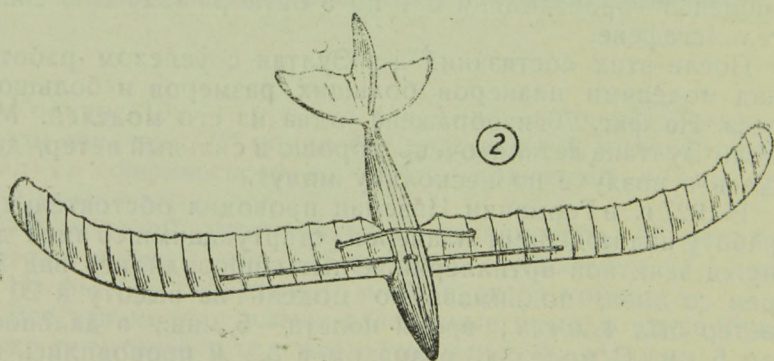
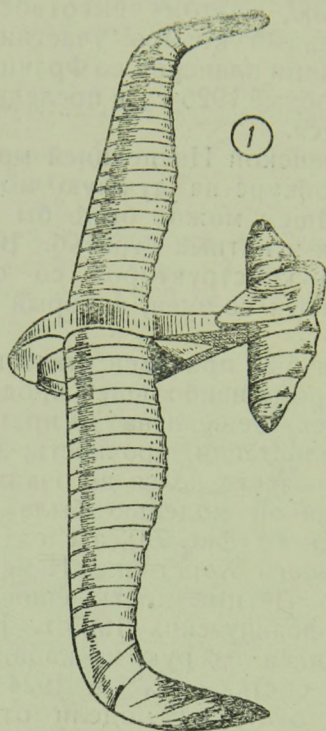
В 1924 г. германской Инспекцией морской артиллерии был объявлен конкурс на лучшую модель планера, которую в дальнейшем можно было бы применить в качестве мишени для зенитных стрельб. В состязаниях приняли участия 6 конструкторов со своими моделями. Старт производился со змея, который поднимал модели до 200 м.

Для сравнения был проведен старт всех моделей с высоты в 100 м. Кроме наибольшей продолжительности полета учитывалась дешевизна в производстве модели, удобство в эксплуатации, прочность, заметность с земли. Учет всех этих качеств велся по очкам.

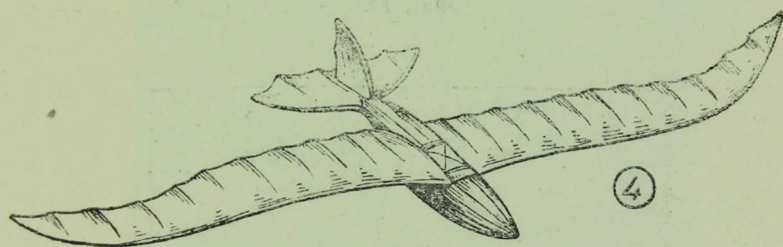
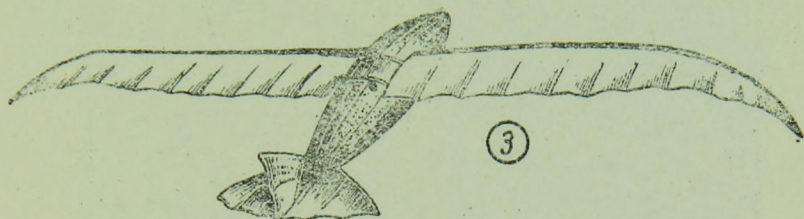
Наиболее удачной моделью была конструкция Хорстенке и Соватского (фиг. 74), а следующей была модель конструкции одного Хорстенке. На фиг. 75 изображена модель Зултана. Летные достижения этих немецких моделей не хуже французских 1925 г. На конкурсе 1925 г. старт производился из рук, из кабины аэростата с высоты 130 м. На состязаниях же 1924 г. старт производился простой отцепкой модели от змея и до планирующего полета модель парашютировала, тем самым теряя несколько метров высоты. Состязания „летающих мишеней“ происходили с 1 по 5 октября 1924 г. в Вильгельмсгафене.

После этих состязаний д-р Зултан с успехом работал над моделями планеров больших размеров и большого веса. На фиг. 76 изображена одна из его моделей. Модели Зултана летали очень хорошо в сильный ветер, держась в воздухе по нескольку минут.

В 1927 г. в Германии Низеман проводил обстоятельную работу над моделями планеров, стартующими со змея для нужд зенитной артиллерии. Опыты проводились над морем со змея, поднимавшего модель на высоту в 20 м; ветер был 4 м/сек; время полета—5 мин., а дальность до 6 км. С моделью размахом в 3,5 м проводились полеты с высоты 450 м. Модель поднимали два змея площадью около 8 м<sup>2</sup> при ветре 5—6 м/сек. После отцепки

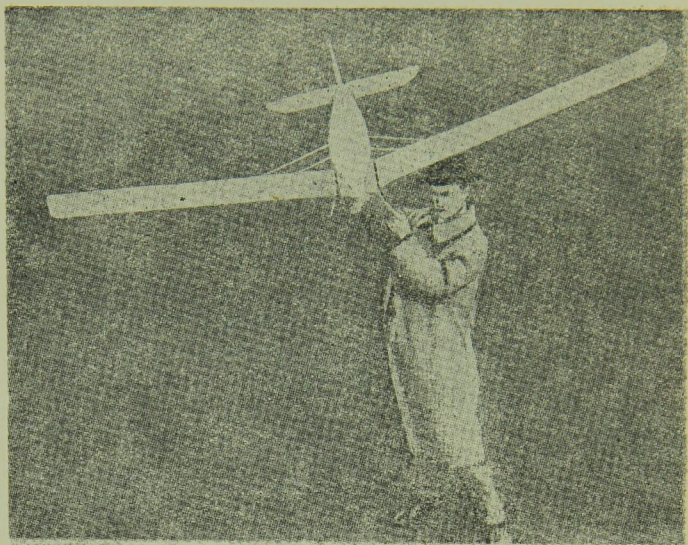


Фиг. 73.

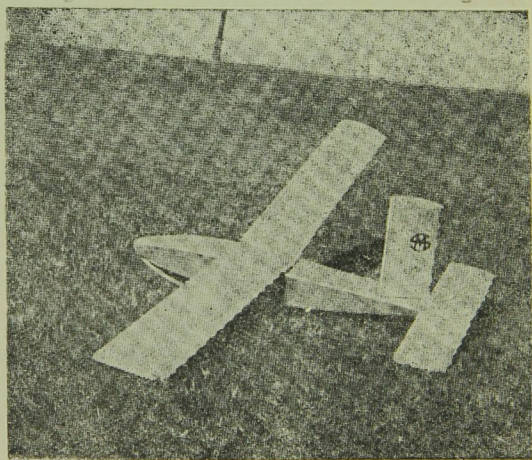


Фиг. 73.

- 1 — модель Немозата — 1 мин. 52 сек.
- 2 — модель Беше — 2 мин. 1 сек.;
- 3 — модель Тео Ланде — рекордная модель конкурса; ее время — 9 мин. 26 сек., дальность полета — 2 км 750 м;
- 4 — модель Роберта Ланде — 3 мин. 40 сек.;

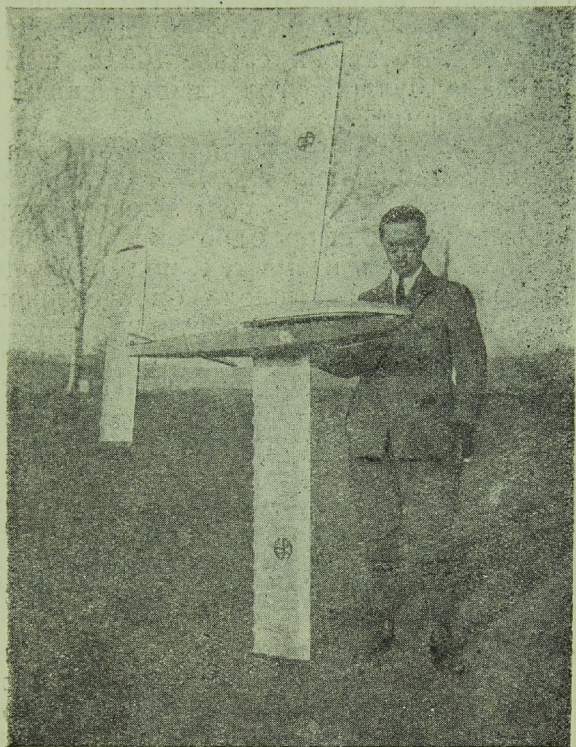


Фиг. 74.



Фиг. 75.

модель, паря под облаками, забралась на 300 м выше старта; все время кружила, забираясь все выше и выше; после 10 мин. полета она скрылась из вида. Нагрузка у модели была  $100 \text{ г/дм}^2$ , что видимо и дало ей возможность парить при столь сильном ветре.



Фиг. 76.

В 1928 г. в Германии проводились соревнования моделей планеров в Магдебурге. Соревнования дали очень скромные результаты. Старт проводился из руки.

В 1928 г. Государственным управлением естественно-исторического образования Германии был проведен интересный заочный конкурс моделей планеров. С помощью моделей планеров участники состязаний — в основном

школьники—должны были изучить местную метеорологию восходящих потоков. Состязания проводились по двум группам. Группа „А“ (начинающие) должна была строить модели планеров по заданному образцу, а группа „Б“ (имеющие опыт) по собственным проектам, причем участники второй группы должны были представить чертежи моделей и описание их конструкций. По группе „А“ наибольшая дальность—384 м. Кроме того премированы также 30 моделей, летавших свыше 100 м, и 110 моделей—свыше 50 м. Лучший угол планирования 1:69 был отмечен особой премией.

По группе „Б“ наибольшая дальность была 683 м. Дальность свыше 100 м показали 12 моделей.

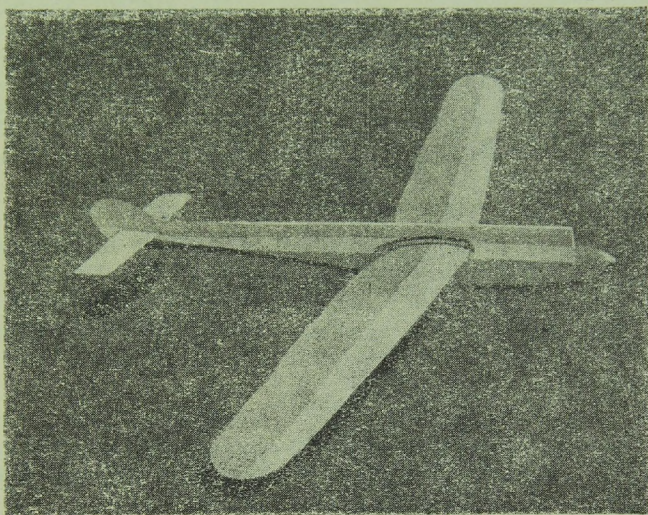
Особенностью проведенных состязаний являлось то, что моделисты не собирались в одно определенное место. Испытания проводились на местах под наблюдением и ответственностью в каждой школе определенного лица (большей частью руководителя спортивной работой). Модели с приложением удостоверения об их испытании, а по группе „Б“—также чертежей и технических описаний конструкции, пересылались в комитет состязаний, где составлялась окончательная оценка их качеств.

Испытание моделей на местах в различных условиях местности, иногда не вполне благоприятных, не вызвало каких-либо затруднений, а наоборот, способствовало развитию изобретательности школьников в приспособлении к местным условиям. В некоторых случаях прибегали к запуску моделей со змея с разнообразнейшими приспособлениями для сбрасывания модели. В одной из школ для определения высоты подъема моделей запускался змей, на шнуре которого через каждые 5 м были сделаны ясно видимые метки, по которым определялась высота подъема моделей.

Эти состязания зародили среди немецких моделистов столь значительный интерес к моделям планеров, что с 1930 г. регулярно каждый год так называемый Модельно-планерный союз проводит всегерманские состязания моделей планеров на Вассеркуппе. На первых состязаниях в июне 1930 г. было 176 моделей, среди них с размахом до 4 м,—фюзеляжные, утки, бесхвостки и др. Лучшие достижения этих состязаний были: продолжительность—3 мин. 23 сек. (Тсшоппе) и дальность—2750 м (Винклер).

Кроме этих достижений следует отметить значительный технический прогресс конструкции моделей, среди которых особо выделялись модели Родера, Бранделя, Тшоппе и других. Всего за время состязаний проведено было 760 полетов, причем состязания длились 12 час. Как видим, быстрота проведения состязаний исключительная (одновременно работали 3 старта).

В 1931 г. на соревнованиях на Вассеркуппе было представлено свыше 100 моделей планеров. Из летных дости-



Фиг. 77.

жений выдающимся был полет модели Гентша, которой был поставлен мировой рекорд дальности полета безмоторной летающей модели — 8850 м. Эта модель изображена на фиг. 77; название ее OSGES-3. Размах модели 2,2 м, остальные известные данные приведены в таблице рекордных моделей. Дальнейшим развитием этой модели была модель OSGES-4, построенная Гентшем в следующем году; данные ее см. в той же таблице.

На состязаниях 1931 г. всеми участниками было обращено особое внимание на путевую устойчивость. Как мера для ее соблюдения была испробована килеватость перед

и за крылом, вдоль хребта; имелись также модели просто с киями спереди и сзади. Хребтовая килеватость вполне себя оправдала и сделалась затем очень популярной в среде немецких модельстов. Модель Гентша имела некоторую стрелообразность крыла и закрутку профиля: в центре стоял профиль, подобный MVAРг-2, а на конце — симметричный профиль. Модель была очень стойка против ветра и из полета в полет давала хорошие результаты.



Фиг. 78.

Среди интересных моделей этих состязаний нужно особо отметить модель Лааде (размах 3 м), управляемую с помощью электромагнитного устройства. Гош дал управляемую модель с помощью отвесного грузика, но модель эта в полете раскачивалась и не давала устойчивого полета.

Состязания 1932 г. дали довольно скромные результаты: дальность 2,8 км, продолжительность 5 мин. Зато 1933 г. принес немецким модельстам значительные достижения. На состязании 1933 г. было 180 моде-

лей планеров. Возрастной состав участников был самый разнообразный: наряду с начинающими авиамоделистами фигурировали такие модельсты, как Винклер, имеющие многогодичный стаж в области авиамоделизма. Летные достижения этих состязаний таковы: дальность — 3 720 м (Винклер), продолжительность — 12 мин. 33 сек. (Штейнес).

Состязания моделей планеров в 1934 г. на Вассеркуппе поражают колоссальным количеством моделей: 650 были вынесены на старт. Летные достижения 1934 г. отлича-

лись не плохими показателями по продолжительности, но очень скромными по дальности: дальность 1200 м, продолжительность 12 мин. 35 сек.

Почти все модели имели килеватый фюзеляж плоского типа или с хребтовой килеватостью. Нововведением на этих состязаниях были двухфюзеляжные модели планера (Гентша и Липпмана), хорошо летавшие. Установка двух фюзеляжей вызвана требованием к повышенной курсовой устойчивости. Заметим, что при двухфюзеляжной схеме очень удобно укрепить амортизационный крючок точно в центре тяжести всей модели.

Состязания 1935 г. дали следующие результаты: число участвовавших моделей 424; дальность 2,8 км; продолжительность 37,41 мин.

Заканчивая наш краткий исторический очерк развития моделей планеров в зарубежных странах, скажем несколько слов об успехах американских моделистов.

В 1934 г. на состязаниях летающих моделей в г. Акроне модель планера Роберта Файля продержалась в воздухе 23 мин. 13 сек. (фиг. 78). Модель была запущена „буксировочным способом“ над дирижабельным элингом в Акроне, который благодаря своим гигантским размерам очевидно способствовал образованию термиков: модель, кружась над элингом, набрала значительную высоту, а по истечении 23 мин. 13 сек. скрылась из виду. Модель была сделана в основном из бальзы, с малой нагрузкой; поэтому при отсутствии ветра она с успехом использовала термики. Но отсутствие ветра при наличии мощных восходящих потоков — явление очень редкое и рассчитывать на такую обстановку в обычных условиях старта трудно. По своим конструктивным формам модель Файля ничего интересного не представляет.

## *Глава VIII*

### *ЛЕТАЮЩАЯ МОДЕЛЬ ПЛАНЕРА В СССР*

Расскажем теперь, как развивалась модель планера у нас в СССР.

Жизнь советского авиамоделизма с 1926 г. по настоящее время достаточно ярко отражена на ежегодных слетах и соревнованиях. На этих соревнованиях модель

планера вплоть до 1933 г. пользовалась, к сожалению, малой популярностью.

На первых состязаниях в 1926 г. принимали участие две модели планеров — Агафонова и Козлова. Модели имели наибольшее качество планирования 7. Дальность и продолжительность их полетов не фиксировались. Первое состязание, как и все последующие, кроме части слета 1934 г., проводились в Москве или ее окрестностях.

На вторых состязаниях в 1927 г. было уже представлено 7 моделей, из которых лучшими были модели Подгурского — „Аэлита“, Козлова — „Пегас“ и Алексеева — „Муха“. Модель Подгурского летала 60 м, показывая время до 15 сек.; старт производился на равнине из рук. „Пегас“ Козлова представлял собою точную копию одноименного учебного планера.

1928 г. дал несколько более отрядные показатели. Число моделей планеров третьих состязаний дошло до 22. Из этого большого количества моделей выделились 3. Модель Крупина показала дальность 173 м в 54 сек., модель Куликова — 103 м в 40 сек. и Алексеева — 125 м в 17 сек. Остальные модели вследствие плохой регулировки на старт не вышли. Старт моделей планеров был проведен с амортизатора.

1929 г. прошел без состязаний, а в 1930 г. проводился I слет авиамоделистов и IV состязания летающих моделей самолетов. На состязания было представлено также и 12 моделей планеров (фиг. 79), из которых стартовало 6 моделей с амортизатора. Летные данные были показаны следующие: модель Федосеева — среднеплан с пустотелым деревянным фюзеляжем, размахом 1,5 м, весом 307 г — показала 168 м и время — 33 сек. Елисеев-Павлов представил модель планера „Дельфин“, размахом 1,78 м, при весе 826 г; она показала дальность 160 м и время 19 сек. Модель Бакунина — высокоплан, с пустотелым фюзеляжем из дерева, размахом 1,5 м при весе 337 г — имела дальность 166 м и время 21 сек. Модель Зубова — среднеплан с деревянным фюзеляжем, размах 1,50 м, вес 235 г — дальность 120 м, время 18 сек. Елисеев-Павлов представил гидропланер с двумя поплавками; размах 1,48 м, вес 337 г; она показала дальность 100 м и время 40 сек.

В 1931 г. на II слете и V состязаниях было очень мало моделей планеров. Тем не менее летные достижения этого года превысили достижения прежних лет. Старт моделей происходил с амортизатора на ровной местности. Модель Солдатова — моноплан с размахом 1,88 м, удлинением крыла 10,6 и нагрузкой 16,2 г/дм<sup>2</sup> — показала дальность 222 м и время — 75 сек. (фиг. 80). Модель Федосеева —



Фиг. 79.

моноплан с размахом 1,76 м, удлинением 14,6 и нагрузкой 17,3 г/дм<sup>2</sup> — дальность 130 м и время 43 сек. Модель Солдатова отличалась очень правильным полетом на амортизаторе из полета в полет.

Состязания летающих моделей 1932 г. — III всесоюзный слет авиамоделистов (VI состязания) дали также неплохие летные показатели по моделям планеров. Всего на слете фигурировало 15 моделей планеров, из них 4 модели хорошо летали со старта на амортизаторе как на ровной местности, так и на холмах, а две модели летали хорошо и вне старта.

Модель Павлова (Москва) — моноплан с размахом 1,8 м, удлинением 11 и нагрузкой  $23,7 \text{ г/дм}^2$  — летала на равнине с амортизатора — 270 м в 47 сек. (фиг. 81).

Модель Зюрина (Горький) — размах 1,2 м, удлинение 17,15, нагрузка  $16,6 \text{ г/дм}^2$  — вне старта, из рук, на холмистой местности летела 60 сек. Эта модель была



Фиг. 80.

впервые снабжена „автопилотом“ сист. Зюрина, вполне себя оправдавшим (фиг. 82).

Модель Терещенко (Москва) летала в течение 53 сек. над равниной с амортизатора; модель эта — копия планера Солдатов 1931 г.

Модель Петрова (Ленинград) — моноплан с размахом 1,9 м (остальные данные см. в таблице рекордных моделей). Фюзеляж этой модели, как и у всех остальных, цельнодеревянный, но без облегчения изнутри и балочного типа. Эта модель (фиг. 83) была первой советской моделью планера с балкой вместо фюзеляжа; время ее полета в холмистой местности с амортизатора — 44 сек.

Модель Алексеева (Ленинград) летала 29 сек.; ее особенностью является совершенно плоский, полый внутри фюзеляж; крыло этой модели имело самое большое удлинение — 21; размах модели — 2 м, вес — 658 г и нагрузка — 30 г/дм<sup>2</sup>.

Следует особо отметить гигантскую по своим размерам модель Гаевского (Киев), которая имела следующие



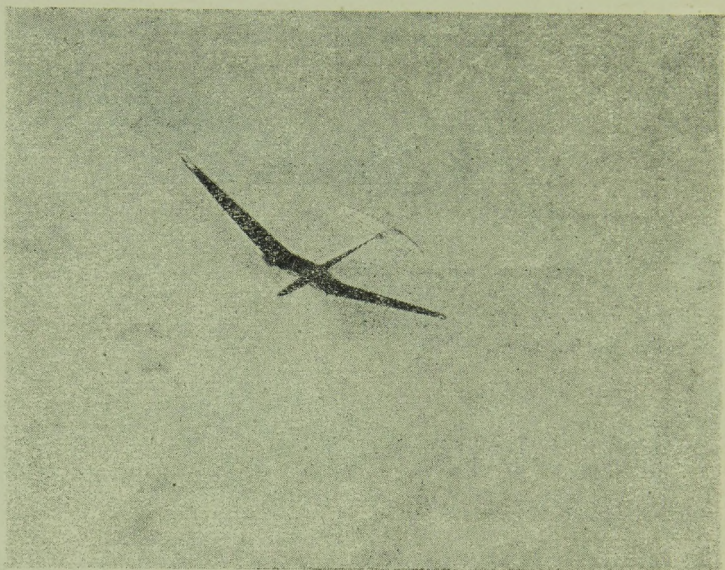
Фиг. 81.

размеры: размах 3,2 м, вес 2,242 кг, удлинение крыла 13,4, нагрузку 29 г/дм<sup>2</sup> (фиг. 84). Модель со старта не летала, но тем не менее ряд полетов ее с амортизатора показал хорошую летучесть и исключительную плавность старта в момент отцепки резины.

На IV слете Ю. А. С. в 1933 г. было всего 6 моделей планеров. Однако достижения этого года выше, чем предыдущего. Культура наших моделей растет с каждым слетом, растут и рекордные достижения. Вот данные и достижения этих 6 моделей,

Модель О. Гаевского (Москва) летала 407 м в продолжение 39 сек.; полет протекал в холмистой местности. Размах модели—2,22 м, вес—520 г, удлинение крыла—15, нагрузка—16,4 г/дм<sup>2</sup> (фиг. 85).

Модель Степченко (Москва) летала 346 м в продолжение 47 сек.; размах модели—1,08 м, удлинение—7,7, нагрузка—40,5 г/дм<sup>2</sup>.



Фиг. 82.

Модель Терещенко летала 65 сек., по типу такая же, как его модель предыдущего года.

Павлов (Москва) представил интересную модель с большой нагрузкой—56,8 г/дм<sup>2</sup>; размах у модели был 2,3 м и удлинение 12 (фиг. 86). Модель летала 43 сек.

Представил модель планера и М. Зюрин со своим „автопилотом“, но модель летала не много—лишь 40 сек.; нагрузку она имела совсем небольшую—8,4 г/дм<sup>2</sup>.

Модель планера Подгурского при старте со змея с высоты 50—60 м летала 2,5 мин. на расстояние в 800 м—это первое наше достижение по моделям планеров по высотному старту.

Итак, мы видим, что по 1933 г. включительно наши успехи в области безмоторных моделей были очень скромны по сравнению, скажем, с достижениями немцев за те же годы. Как мы говорили в начале книги, 1934 год явился переломным в отношении развития советского безмоторного моделизма и его полетных достижений.

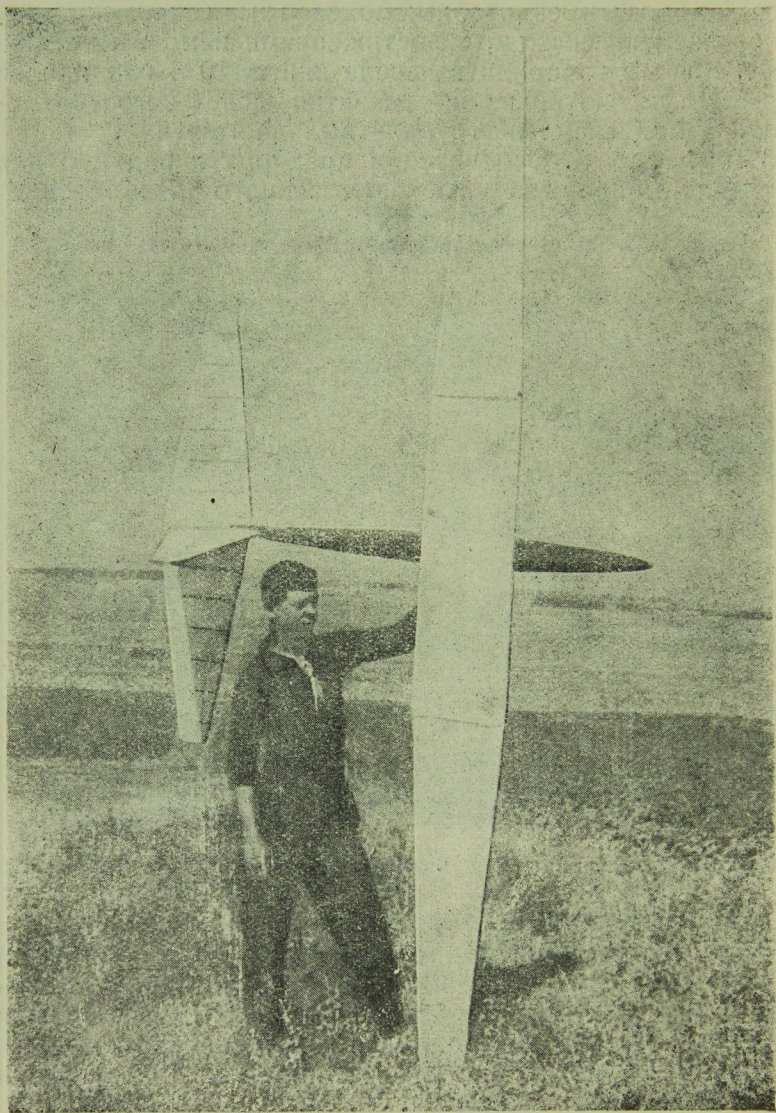
В 1934 г. Ц. С. Осоавиахима предпринял ряд мер для ликвидации прорыва в области нашего безмоторного



Фиг. 83.

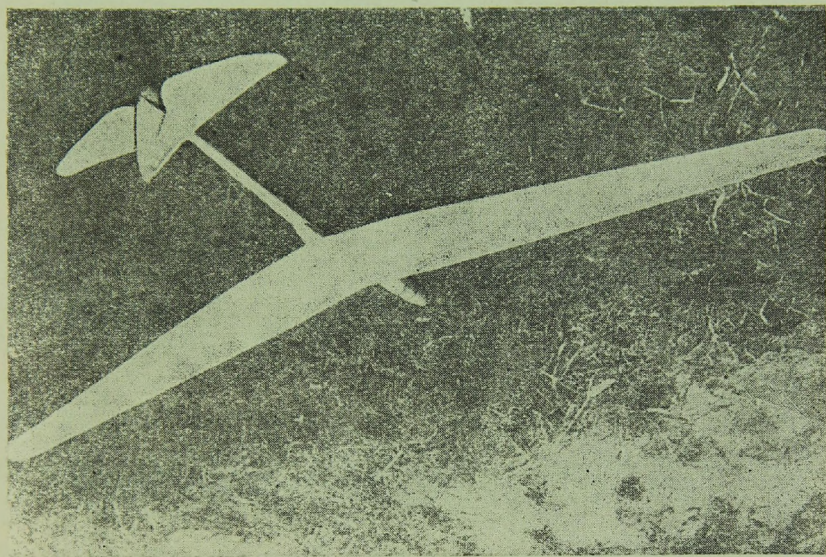
авиамоделизма. Результаты не замедлили сказаться. Еще до V всесоюзного авиамодельного слета (в июле 1934 г.) модель планера Павлюченко (Киев) пролетала в холмистой местности 3009 м в 6 мин. 23 сек. Это была „первая ласточка“ наших модельно-планерных рекордов. Полет модели Павлюченко (фиг. 87) поставил нас по дальности сразу на уровень с немцами.

На V слете в Москве было представлено 25 моделей планеров. Из этого количества 11 было представлено модельстами старше 16 лет, остальные модели принад-



Фиг. 84.

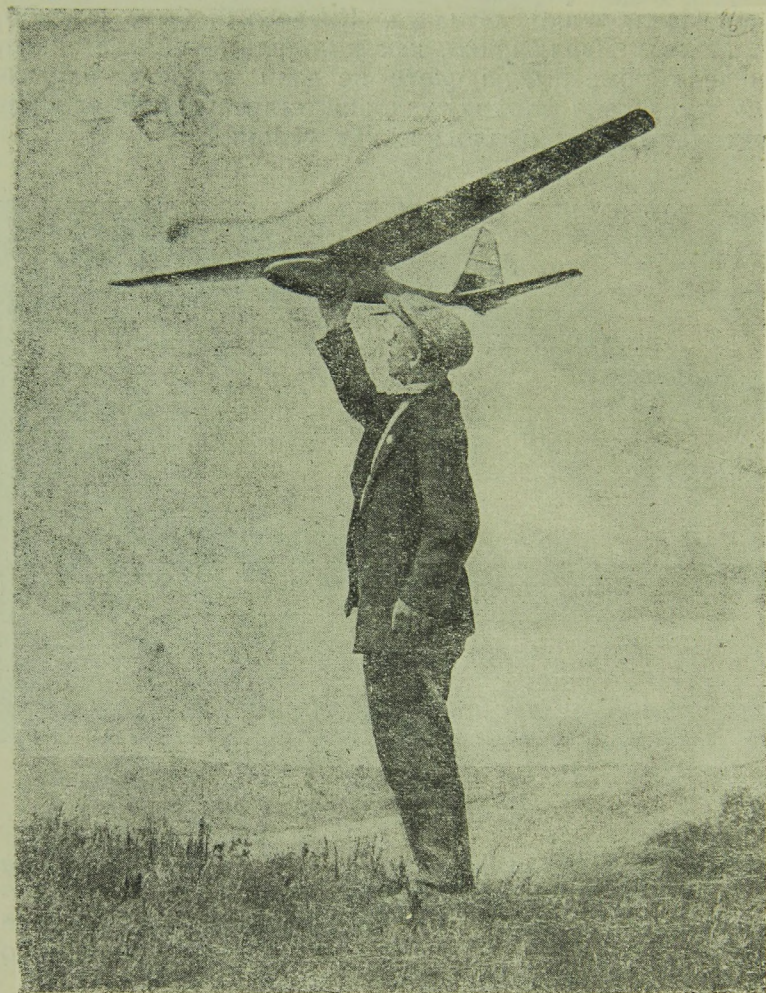
лежали ребятам пионерского возраста. От киевлян были представлены две модели, почти тождественные по своим конструктивным формам: Павлюченко и Кмец. Однотипная модель Павлюченко летала в Киеве, как было сказано, 3 км. Модель Павлюченко, как и модель Кмца, летавшая в Киеве километры, на слете не дали хороших показателей вследствие плохих условий старта и малоудовлетворительных метеорологических условий.



Фиг. 85.

Модели киевлян имеют плоский фюзеляж, характерное большое поперечное V крыльев и высокий киль. Крепление крыльев модели Павлюченко не совсем жесткое и допускает некоторые перемещения вперед и назад, что предотвращает поломки крыльев в момент посадки.

Модель украинского моделиста Щерекина — планер с поплавками под крыльями для посадки на воду с весьма совершенными аэродинамическими формами (фиг. 88) — не стартовал вовсе из-за поломки. Причина поломки — малая нагрузка.

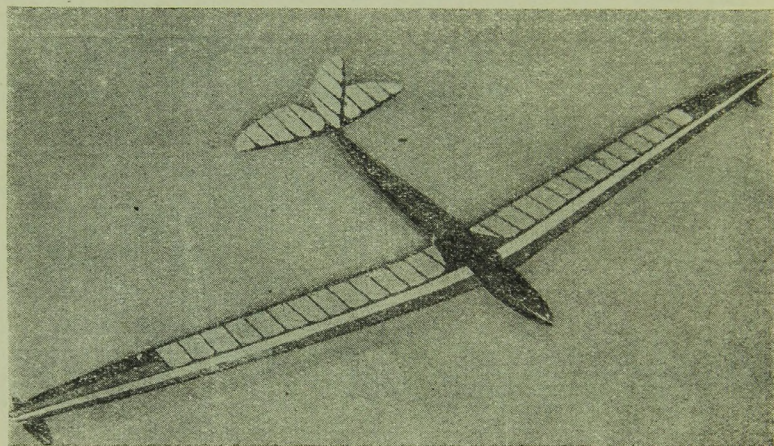


Фиг. 86.



Фиг. 87.

Модель Токарского (Харьков) — планер с большим удлинением, с фюзеляжем типа планера „Австрия“. Крылья модели обладали очень большим V и „ушами“ на концах крыльев. Остается пожалеть, что эта модель лишь один раз стартовала с холма. Токарский, как и все харьковские моделисты, выполнил модель очень аккуратно, но конструкция модели была явно „ломкая“, что, видимо, и явилось причиной того, что конструктор боялся ее пускать с холмов.

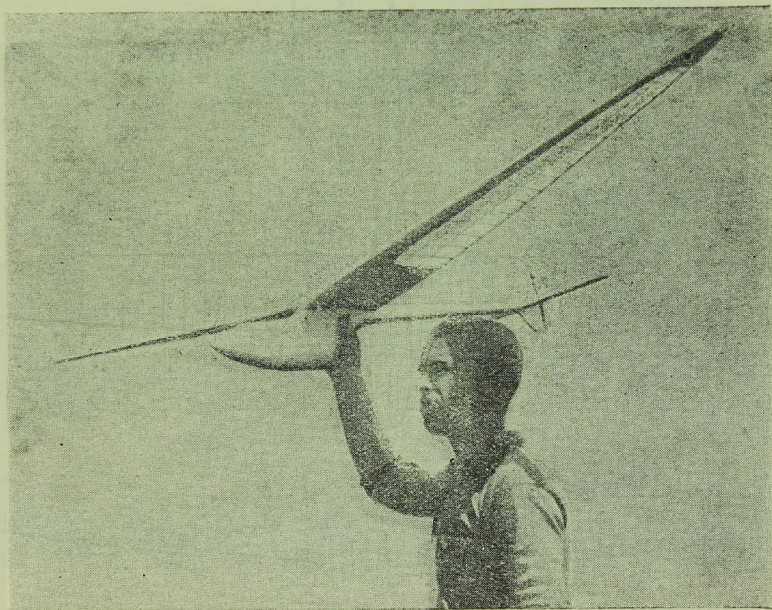


Фиг. 88.

Модели московских авиамоделистов — Павлова и Гаевского — на регулировочных полетах на равнине сразу же выделились как хорошо летающие модели. Модель Павлова (фиг. 89) несколько напоминала модель Гаевского 1933 г. Крыло солидного размаха с профилем Эйфель 385, крепление консолей к центроплану, обычное для моделей планеров. Фюзеляж в полете между крылом и оперением сделан из фанеры. Конструктивные формы планера напоминают рекордный паритель с балочным фюзеляжем с верхним расположением балки. Модель Павлова исключительно спокойно покидала амортизатор, что говорит за правильное расположение стартового крючка. В Люберцах, на холмах, планер этот совершил несколько

очень хороших полетов, причем наибольшая дальность была 850 м, а время — 88 сек. Тип такой модели Павлов развил дальше и позже на Коктебельском старте демонстрировал с успехом две модели той же схемы (о них речь будет ниже).

Модель Гаевского на регулировочных полетах летала не плохо, но из-за частых поломок со старта не летала.

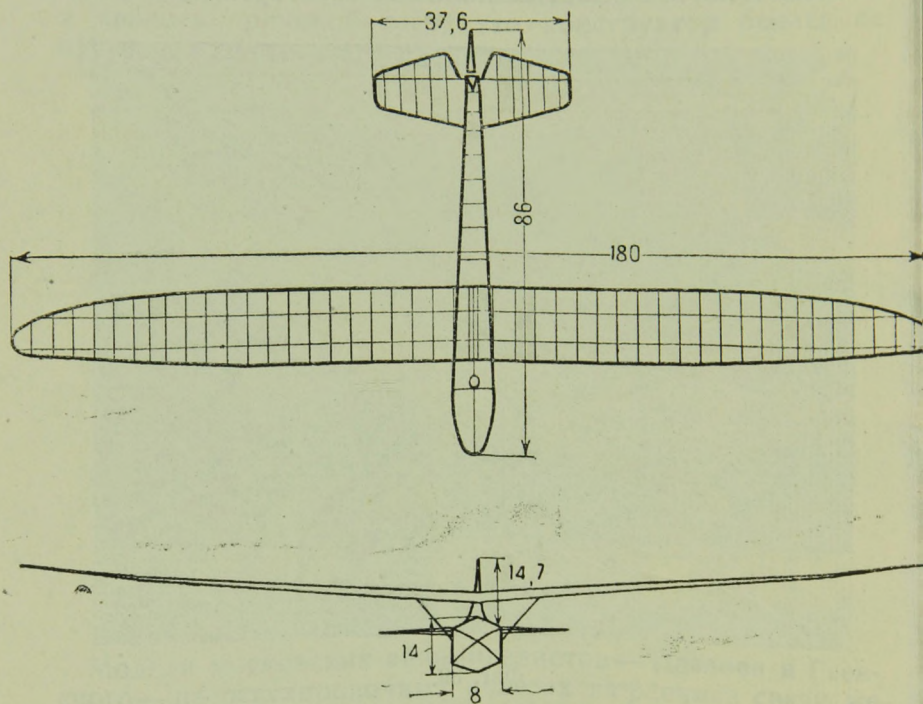


Фиг. 89.

Небольшое удлинение крыла выбрано из соображений большей прочности крыла. Форма фюзеляжа, не похожая на фюзеляж натурального планера, должна по идее конструктора обеспечить устойчивость пути модели. Недостаточная прочность фюзеляжа при солидном весе модели повлекла за собой поломку его; кроме того обтяжка крыла — папиросная бумага — все время рвалась и по этим причинам планер со старта не летал.

На московских стартах дольше всех летала модель Минасьяна Гургена (группа до 16 лет) — члена закавказ-

ской делегации. Модель Минасьяна (фиг. 90) интересна тем, что представляет собой точную копию планера „Грюнау-Бэби“. Успех модели Минасьяна объясняется тем, что модель имела нагрузку  $44,5 \text{ г/дм}^2$  — самую большую из всех моделей слета. Имея такую нагрузку, она с успехом противостояла ветру  $7\text{—}8 \text{ м/сек}$  и, когда осталь-

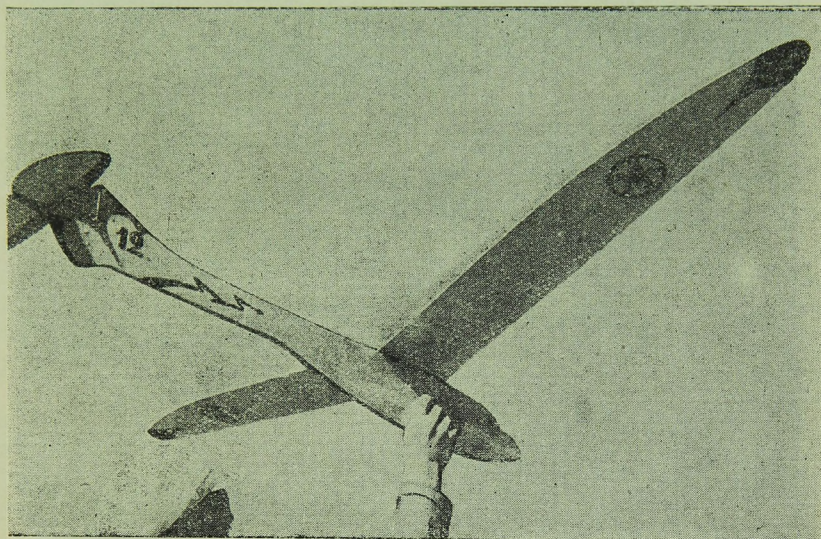


Фиг. 90.

ные модели сносило ветром, она летала 1 мин. 4 сек и 2 мин. 45 сек. Ветер во время последнего полета был порывистый, поэтому полет модели Минасьяна был волнообразный, порыв „выносил“ ее выше, но не сбивал с курса; при утихании порыва она с забранной высоты несколько снижалась. Такой характер полета длился все время, дистанция полета при этом не превышала 200—300 м. Модели остальных эриванских модельстов — Подгурского и Асламязяна (копия планера Г-12) — тоже

имели значительную нагрузку, но наибольшие их достижения были — 57 сек. и 458 м. Достижение Минасьяна особо замечательно тем, что ему еще нет 16 лет, а им уже построена копия натурального планера.

Следует отметить модели крымских модельщиков — Аксенова и Саватеева. Саватеев дал модель планера — копию планера Молчанова М-1, фигурировавшего на IX планерном слете. Эта модель летала наибольшее время — 47 сек.

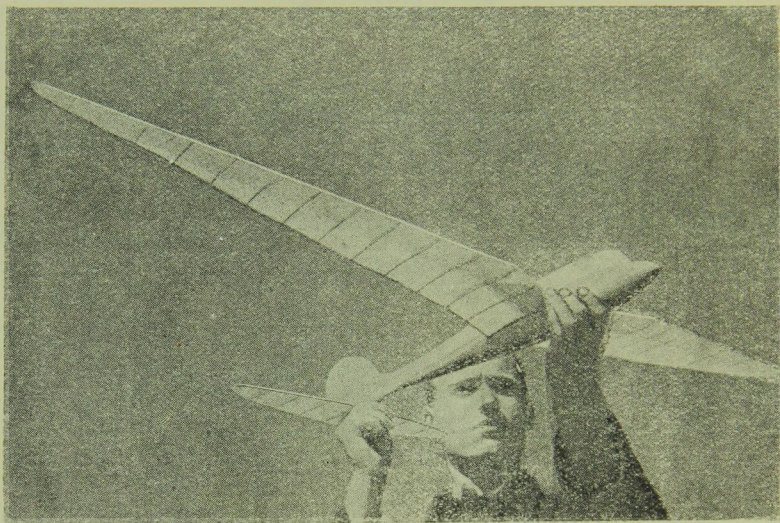


Фиг. 91.

Аксенов же привез две бесхвостки. Своим моделям он придал вид „всамделишных“ планеров-бесхвосток. Обе модели с точки зрения аэродинамики были хорошо продуманы, но плохая регулировка не дала возможности моделям хорошо летать. Ошин из Казани представил модель планера с маятниковым „автопилотом“. Но колебания маятника не гасились, и в момент старта из руки или с амортизатора, когда появлялись инерционные силы, маятник давал нежелательные отклонения.

Из ленинградцев следует отметить Бармичева и Голубева, которые дали две не плохо летавшие модели пла-

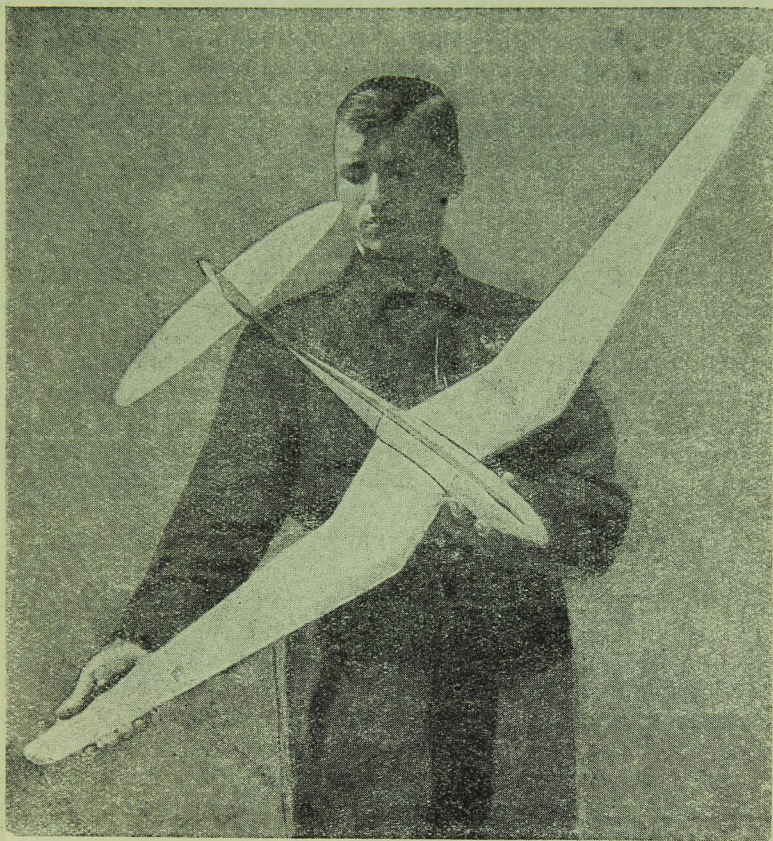
нера. Обе эти модели однотипные. Фюзеляж у них балочный, с очень малым плечом оперения. Оба планера хорошо покидали амортизатор. Планер Бармичева дал наибольшую дальность и время на слете по равнинному старту 207 м и 36,5 сек. Модель Голубева на равнине летала 191 м в 21 сек; при старте же на холмах она летала в течение 36 сек. Обе модели из-за малых плеч оперения были слабо устойчивы против ветра.



Фиг. 92.

О бесхвостках этого слета я расскажу в специальной работе на тему о бесхвостых летающих моделях самолетов и планеров. Всего на V слете в Москве было проведено 4 старта: один — на равнине и три — с холмов. Старт на равнине проводился при ветре 3—4 м/сек. Два старта с холмов было проведено на склонах планерной станции в Трикотажной; ветер 7—8 м/сек дул на склон. Один старт проведен был с возвышенности высотой около 65 м. С утра ветер был 5—6 м/сек, к вечеру стих до штиля. Несколько неудачно было выбрано место старта: метров за 800 от реки, куда и села в один из своих полетов модель Павлова. Как тот, так и другой старт не

были приспособлены для рекордных полетов. Вследствие этого авиамоделльным сектором Осоавиахима была предпринята „вылазка“ моделлистов на рекордные старты Коктебеля, куда до этого еще „не ступала нога моде-



Фиг. 93.

листа“ (если не считать опыты с цельнодеревянными моделями планеров Пищучева и Козлова и поездку группы руководящих авиамоделльных работников).

Моделльно-планерный старт в Коктебеле протекал параллельно с планерным слетом — в сентябре 1934 г. Всего было представлено 15<sup>м</sup> моделей.

От Москвы Павлов привез 2 модели — дальнейшее развитие модели, уже описанной выше, и Зюрин легкую модель (нагрузка около  $17 \text{ г/дм}^2$ ), снабженную испытанным им с успехом на ряде моделей „автопилотом“ (или иначе „амортизирующим крылом“).

От Сталинграда прибыла модель планера Иентша, которая на состязаниях участия не приняла. От Киева были 2 модели Павлюченко и Папелко; модель Папелко на I всеукраинском слете юных друзей Осоавиахима летала  $4350 \text{ м}$  в течение 8 мин. 51 сек. Слет Ю. Д. О. был сразу же после V авиамodelьного слета. Модель Папелко та же, что и у Павлюченко, но меньшего размера. Павлюченко привез ту же модель, что была на V слете Ю. А. С. в Москве.

Эриванские моделисты — Подгурский, Асламазян и Минаян кроме старых своих моделей привезли новую модель Подгурского „Ропейд“ (фиг. 91). Конструктивные формы модели оригинальны, но форма фюзеляжа нам кажется не рациональной, так как она не дает путевой устойчивости при скольжении во время виража. Удачная конструкция крыла делала модель совершенно не ломкой. Модель имела фюзеляж стрингерно-шпангоутного типа, обшитый тонким полотном.

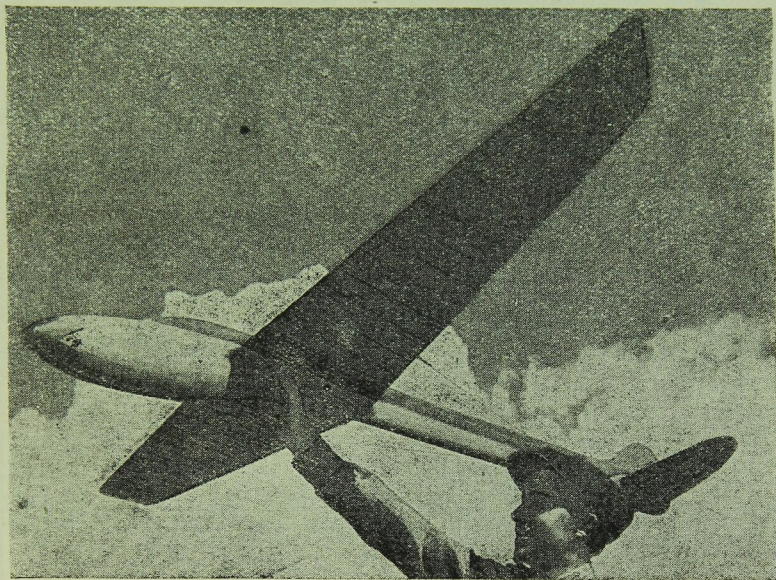
Ленинградская группа привезла 6 моделей планеров, из них 2 бесхвостых. Модель Петрова была сломана на регулировочных полетах и сразу же выбыла из строя. Бесхвостка Петрова летала 2 мин. 55 сек. и  $550 \text{ м}$  — рекордное достижение для группы свыше 16 лет. Модель Голубева особых достижений не показала, но зато его бесхвостая модель летала 2 мин. 5 сек. и  $596 \text{ м}$  — также рекордное достижение в группе до 16 лет.

Теперь остановимся несколько подробнее на моделях планеров, которые в условиях Коктебеля дали рекордные показатели.

Модель М. Зюрина — схема „автопилота“ — нами описывалась ранее. В данной модели крылья располагались в середине фюзеляжа и при действии амортизации крылья уходили в тело фюзеляжа частью своего центроплана. Крыло имело птицеобразную форму в плане; через весь хребет фюзеляжа проходила килеватость. Фиг. 92 и 93 дают ясное представление о модели. Приспособление Зюрина позволяет, не уменьшая угла атаки на все время

полета и не увеличивая нагрузку, сделать модель устойчивой против ветра. Правда, на время порыва ветра скорость снижения модели увеличивается, но не на долго; в остальное же время модель летит на том угле атаки крыла, который соответствует наименьшей скорости снижения.

В Коктебеле нередко были полеты зюринской модели, когда она, „стоя на месте“, забирала высоту, чуть по-



Фиг. 94.

драгивая крыльями. Разумеется, иногда скорость ветра на много превосходила скорость модели, и тогда она разворачивалась и летала по ветру. Приделанная хребтоватая килеватость давала возможность модели разворачиваться без скольжения. Небольшой вес модели и небольшая нагрузка делали незначительными удары при посадке. Рекордное достижение модели Зюрина — 15 мин. полета — есть результат упорной работы талантливого советского авиамоделиста, причем это результат не чисто опытной работы, а работы с тщательным продумыванием

ряда теоретических вопросов. Нам кажется, что если зюринский механизм применить на модели 2—2,2 м в размахе с нагрузкой в 30—40 г/дм<sup>2</sup>, то результат будет еще более значительным.

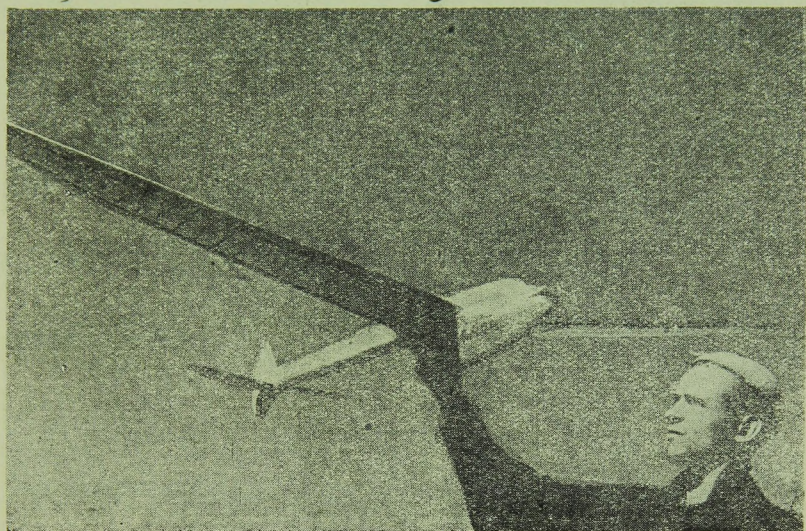
По летным достижениям следующей была модель Бармичева (Ленинград); ее время — 10 мин. и дальность около 3 000 м. Модель (фиг. 94 и 95) была спроектиро-



Фиг. 95.

вана Бармичевым на солидные ветры, т. е. нагрузка была взята большая — 41 г/дм<sup>2</sup>. Размах 2,2 м был выбран из соображений удобства в „эксплоатации“. Стремление к увеличению размаха объясняется тем, что желательно было заставить крыло работать на большой характеристике опыта. Профиль крыла — N 60 R, с постоянным центром давления. Крыло модели Бармичева состоит из консольной части и небольшого центроплана, который составляет одно целое с фюзеляжем. Крепление консоли к центроплану — обычное для моделей планеров. Для

улучшения продольной и путевой устойчивости плечо хвостового оперения значительно увеличено. Фюзеляж — долбленный из дерева. Большая длина его потребовала сделать хвостовую часть отъемной. Крепление хвостовой части к носовой по схеме такое же, как крепление консоли к фюзеляжу: на носовой части имеется металлическая пластинка, а на хвостовой части — паз, в котором умещается пластинка. Одета таким образом хвостовая

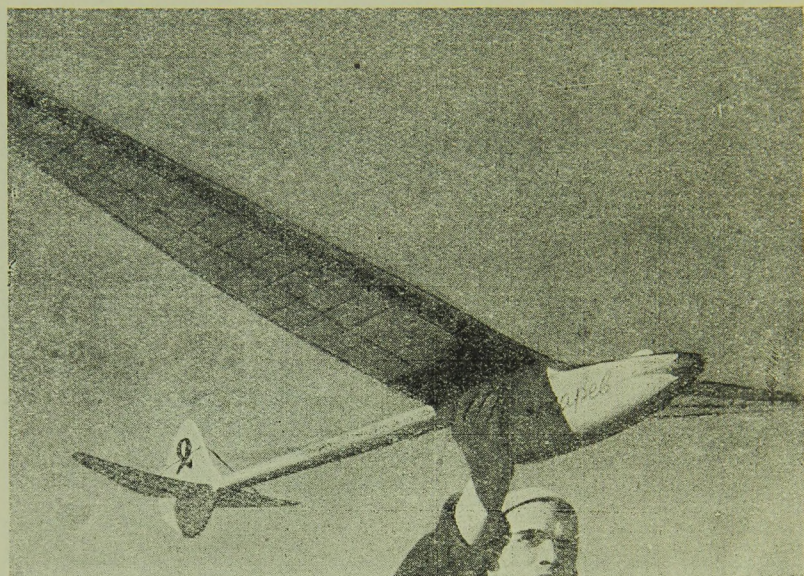


Фиг. 96.

часть расчаливается к крылу двумя резиновыми нитями. При сильных ударах хвостовая часть сразу же отлетает, причем поломки фюзеляжа при этом не происходят. Обвод фюзеляжа этой модели был выбран из соображений, изложенных в предыдущих главах. Стабилизатор из двух частей и угол атаки его можно менять.

Модель показала хорошую стойкость против ветра и путевая ее устойчивость была безукоризненна. Разъемный фюзеляж вполне себя оправдал: поломок модель почти не имела. Это тем более показательно, что модель имела наибольший размах крыльев. Таким образом мы

видим, что модель Зюрина и модель Бармичева являются представителями разных „школ“. Модель Зюрина может дать весьма продолжительный полет, так как имеет малую нагрузку и все предпосылки к наименьшей скорости снижения. Модель Бармичева, имея большую нагрузку, имеет возможность летать против ветра — по прямой, что обеспечивает дальний полет.



Фиг. 97.

И Зюрин и Бармичев, оба безусловно находятся на верном пути. Зюрин вполне доказал на практике состоятельность своей „школы“. Бармичев дал время 10 мин. и неплохую дальность, несмотря на то, что погода не благоприятствовала в этот слет ни планеристам, ни моделям.

Ветеран советского планерного авиамоделизма москвич Павлов дал две модели „Эйдеман“ и „Косарев“ (фиг. 96 и 97). Обе модели — дальнейшее развитие модели, фигурировавшей на V слете в Москве. Модели эти, в особенности снабженная хребтовой килеватостью модель „Эй-

деман", летали очень хорошо. Характерной их особенностью была весьма совершенная аэродинамика: имея сравнительно большую нагрузку, эти модели парили очень хорошо. Некоторым недостатком моделей Павлова была склонность к поломкам хвостовой балки фюзеляжа при ударе о землю. Данные обеих этих моделей имеются в таблице рекордных моделей.

В 1935 г. на слете в Москве было представлено 100 моделей планеров. Из них наиболее удачно летала модель бесхвостки Зинченко со змейкового старта. Вне слета 1935 г. принес нам два мировых рекорда полета модели планера в термиках: 11 250 м из рук и 21 000 м со змея.

---

С<sub>х</sub> ряда деталей самолета и геометрических тел

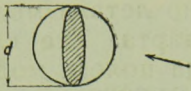
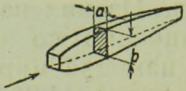
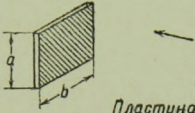
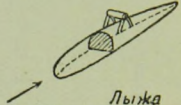
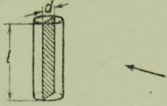
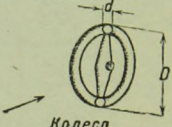
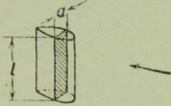
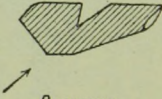
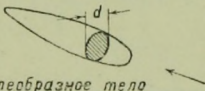
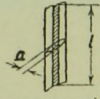
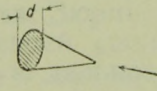


Геометрические тела	Вредная площадь	С <sub>х</sub>	Детали самолета	Вредная площадь	С <sub>х</sub>
 Шар	$\frac{\pi \cdot d^2}{4}$	0,25	 Фюзеляж	a · b	0,15
 Пластина	a · b	0,64	 Лыжа	Измеряется по чертежу	0,3
 Круговой цилиндр	d · l	0,4	 Колеса	d · D	0,22
 Удобообтекаемый цилиндр	a · l	0,045	 Оперение	Площадь оперения	0,005
 Каплеобразное тело	$\frac{\pi d^2}{4}$	0,025	 Лента - расчалка	a · l	0,19
 Конус	$\frac{\pi d^2}{4}$	0,17	Трос  Проволока 	d · l d · l	0,7 0,6

Таблица 2

Сх деталей модели планера

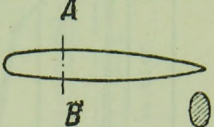
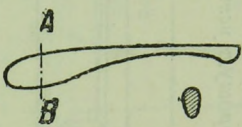
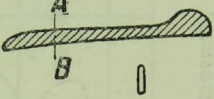
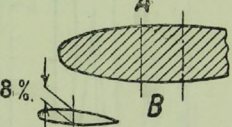
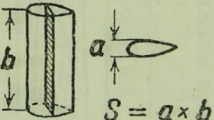
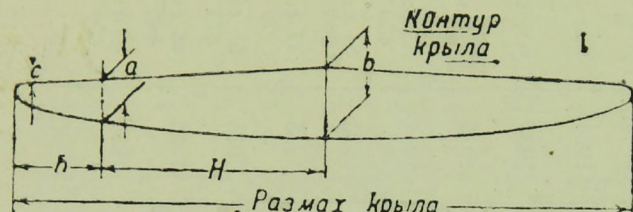
N N	Наименование детали	$C_{x \text{ дет}}$	Вредная площадь $S$	Вредные площади заштрихованы
1	Фюзеляж обтекаемый	0,05		
2	Фюзеляж рекордного планера	0,03		
3	Плоская килеватость из фанеры	0,0092		
4	Профилированное горизонтальное и вертикальное оперение	0,01		
5	Удобнообтекаемая стойка с удлинением сечения = 3	0,18		

Таблица 3

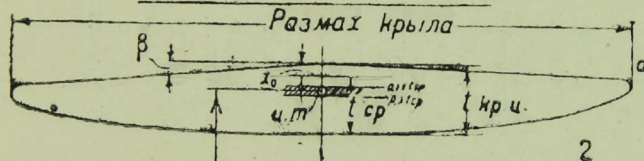
Фюзеляжи моделей планеров, показавших хорошую устойчивость в полете

	Вид сбоку	Вид спереди
Гентш 1931 г.		
Винклер 1931 г.		
Зюрин 1934 г.		
Павлов 1934 г.		
Бармичев 1934 г.		

## Последовательные этапы вычерчивания модели планера

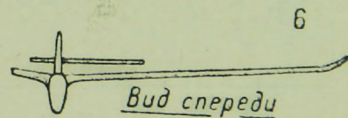
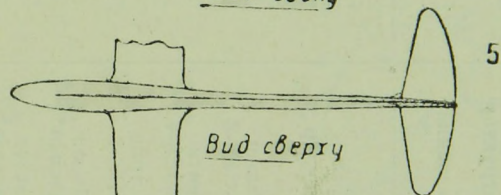
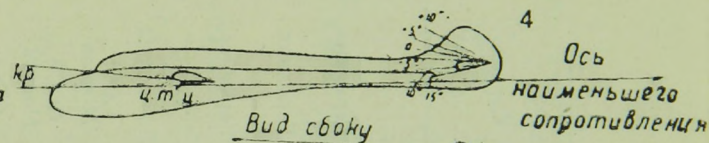
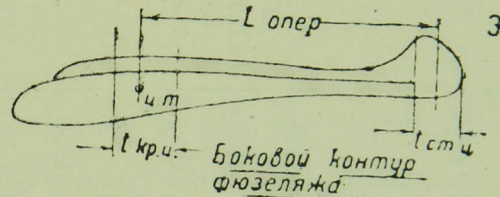


$$S_{кр} = 2 \left[ (a+b) \frac{1}{2} H + (a+c) \frac{1}{2} h \right]$$



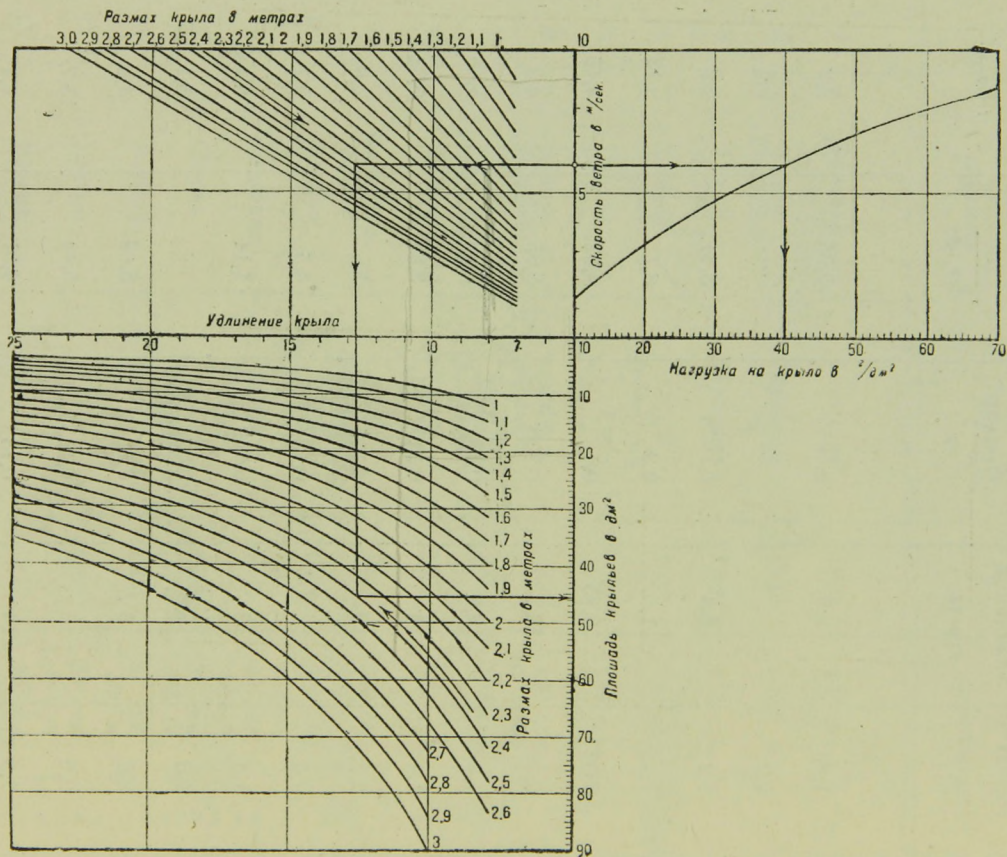
Размах крыла

Положение  
оперения

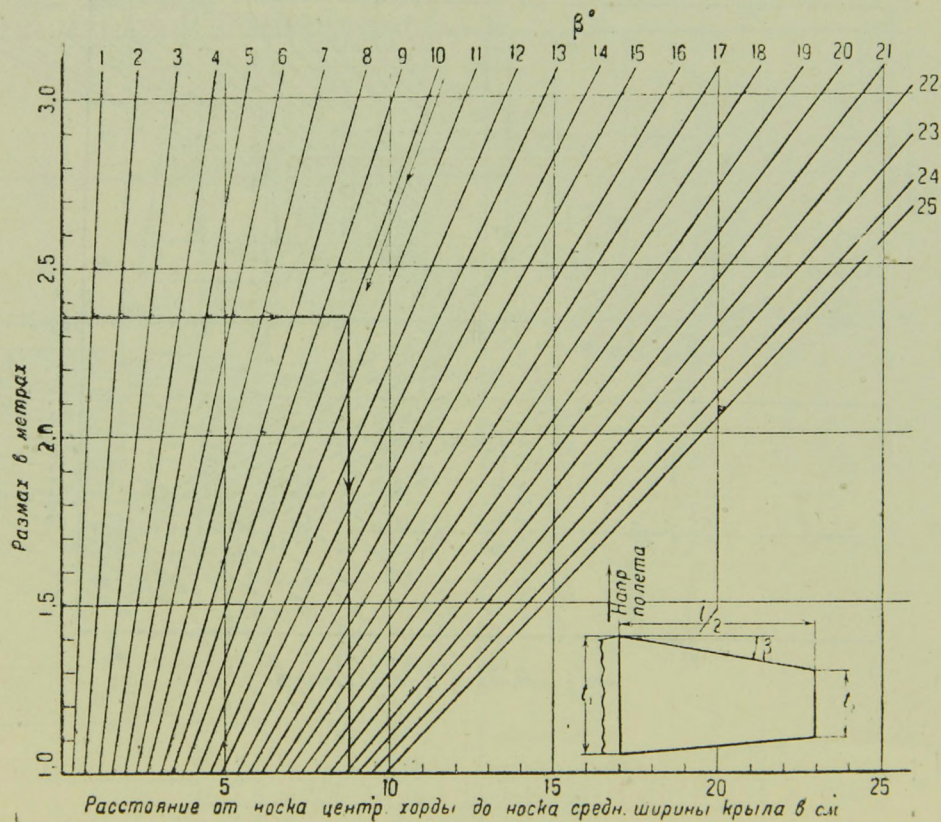


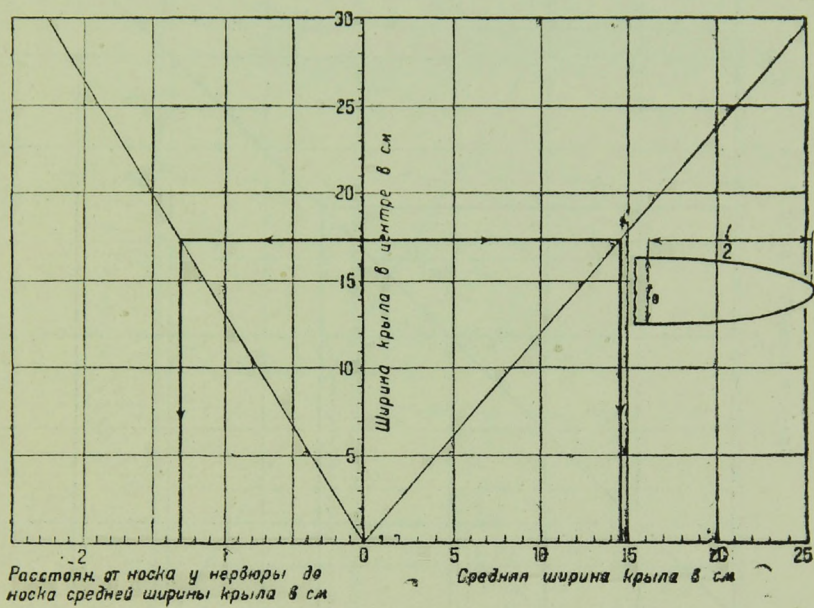
№	Конструктор и название	Страна	Год	Летные достижения	Размах м	Удлинение крыла	$\frac{S_{\text{стаб}}}{S_{\text{кр}}}$	$\frac{L}{t_{\text{ср кр}}}$	$p \text{ кг/м}^2$
1	Винклер	Германия	1930	184 сек. 2750 м	1,8	8,9	0,1645	3,96	2,2
2	Гентш OSGES-3	Германия	1930	8 850 м	2,2	—	—	—	2,8
3	Гентш OSGES-4	Германия	1933	673 сек.	2,2	8,8	0,1025	3,41	2,3
4	Петров НПС-1	СССР Ленинград	1932	44 сек.	1,9	1,6	0,2	3,7	2,14
5	Павлов „Эйдеман“	СССР Москва	1934	195 сек. 2 500 м	2,02	12,15	0,1	4,82	4,45
6	Павлов „Косарев“	СССР Москва	1934	180 сек. до 2 000 м	2,2	16,1	0,125	5,05	4,3
7	Минасян Грюнау-Бэби	СССР Армения	1934	165 сек.	1,8	12,6	0,139	3,29	4,45
8	Зорин	СССР Москва	1934	900 сек.	1,4	14	0,214	3,82	0,84
9	Бармичев ДКБ-1	СССР Ленинград	1934	600 сек.	2,2	12	0,125	5	4,6
10	Козлов	СССР Москва	1935	700 сек.	2,0	14	0,15	4,5	3,7
11	Недоимкин	СССР Москва	1935	55 сек. 430 м	1,8	12	0,159	4,14	5,4
12	Зюрин	СССР Москва	1935	51 сек. 600 м	1,6	16,8	0,22	—	5,1
13	Борзов	СССР Москва	1935	47 сек. 300 м	2,0	13	0,1245	5,65	4,0
14	Улясов	СССР Москва	1935	55 сек. 473 м	2,0	16	0,1155	5,44	3,7
15	Власов	СССР Москва	1935	45 сек. 490 м	2,5	14	0,13	4,81	4,1
16	Павлов	СССР Москва	1935	53 сек. 450 м	1,6	10	0,08	4,25	3,1

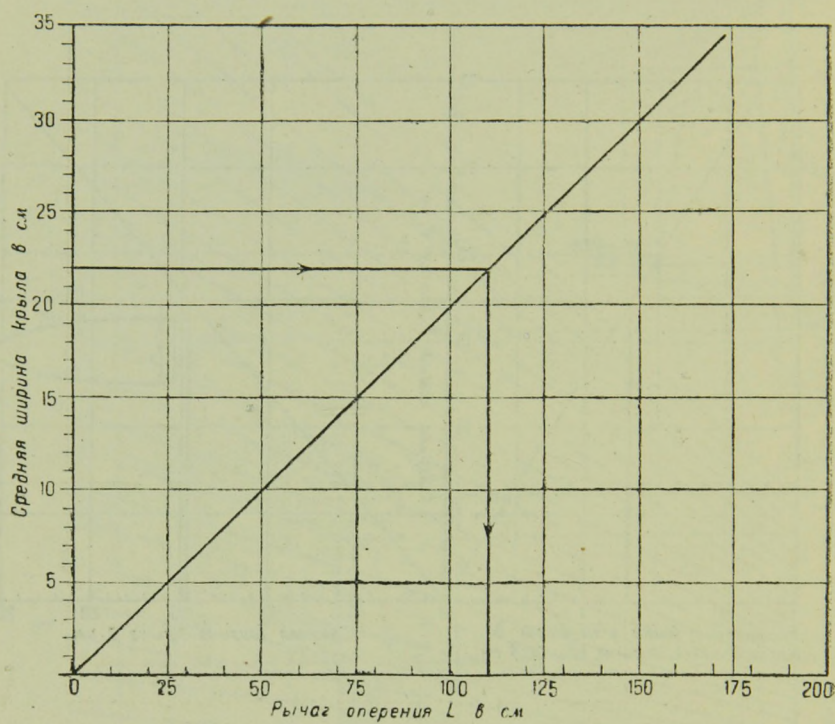
В зимних условиях

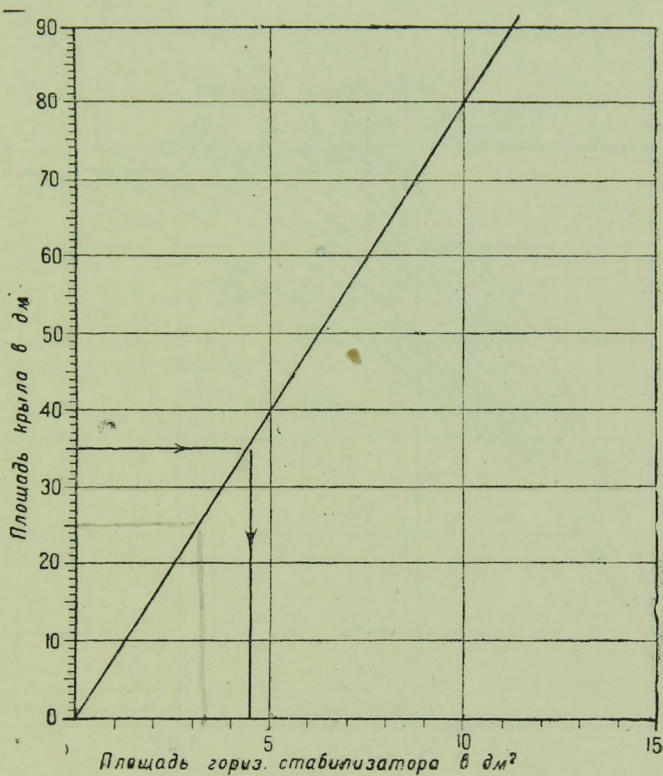


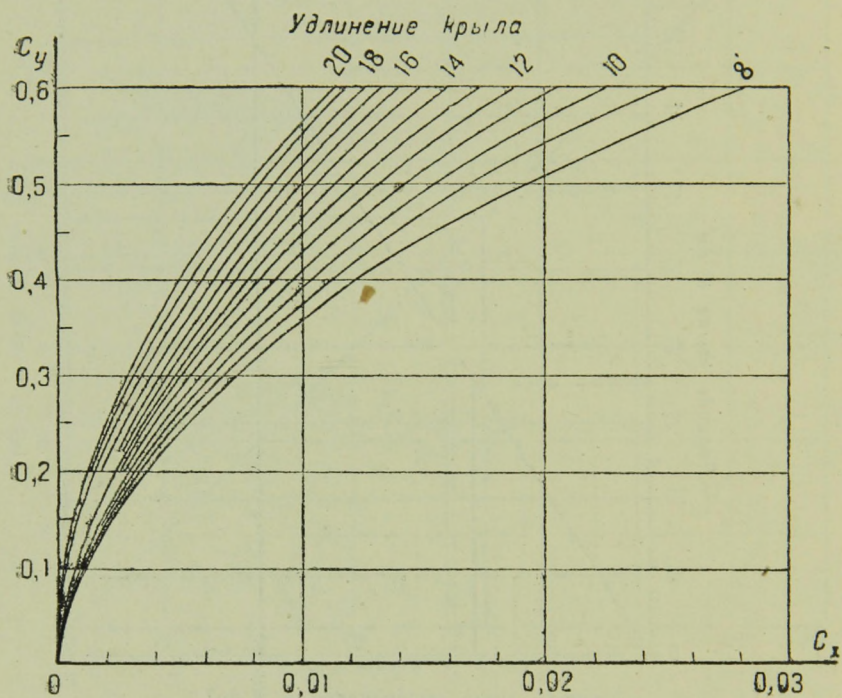


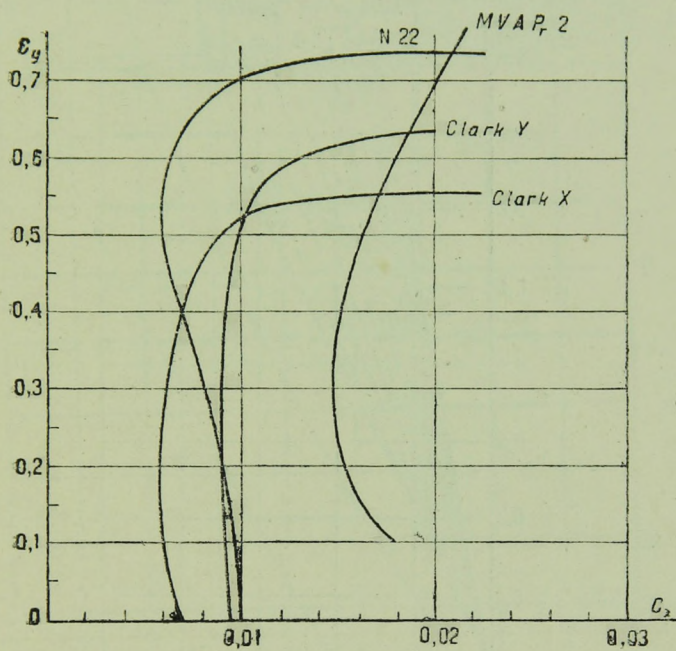












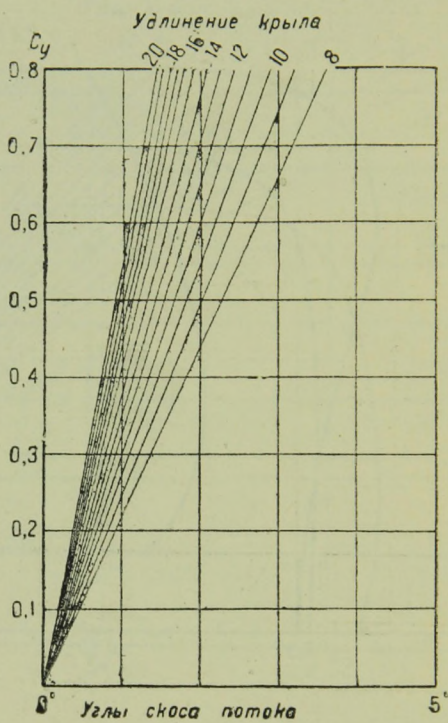
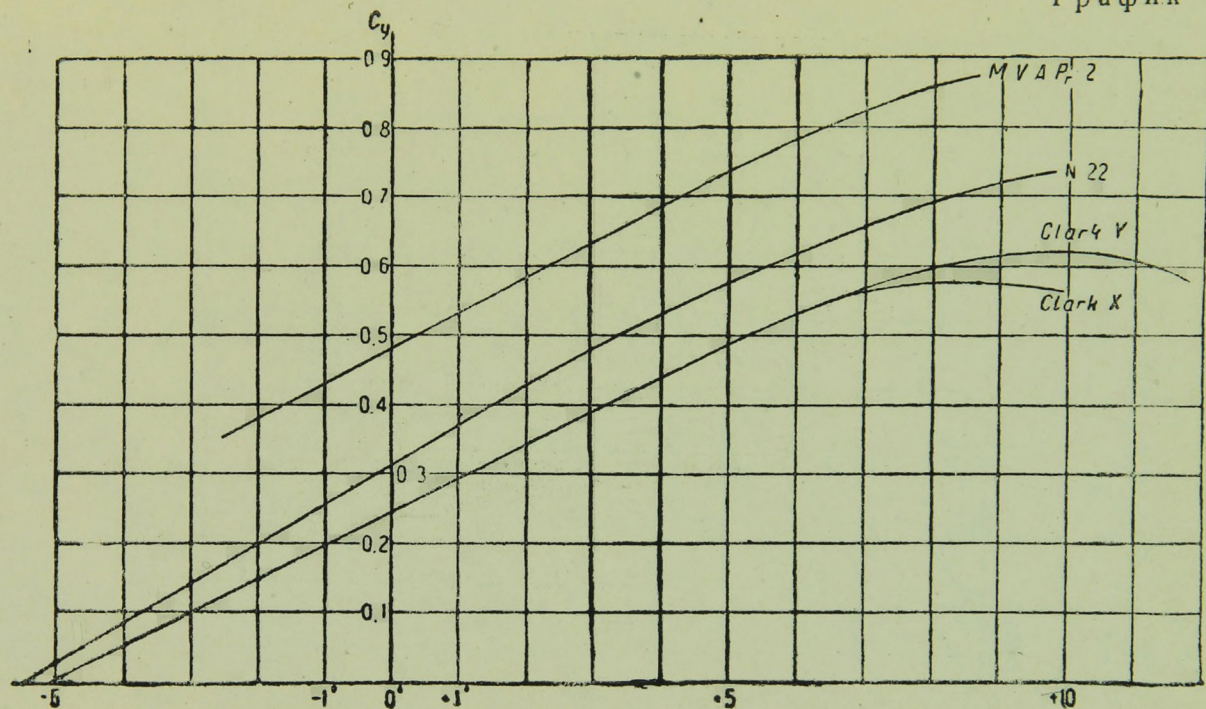
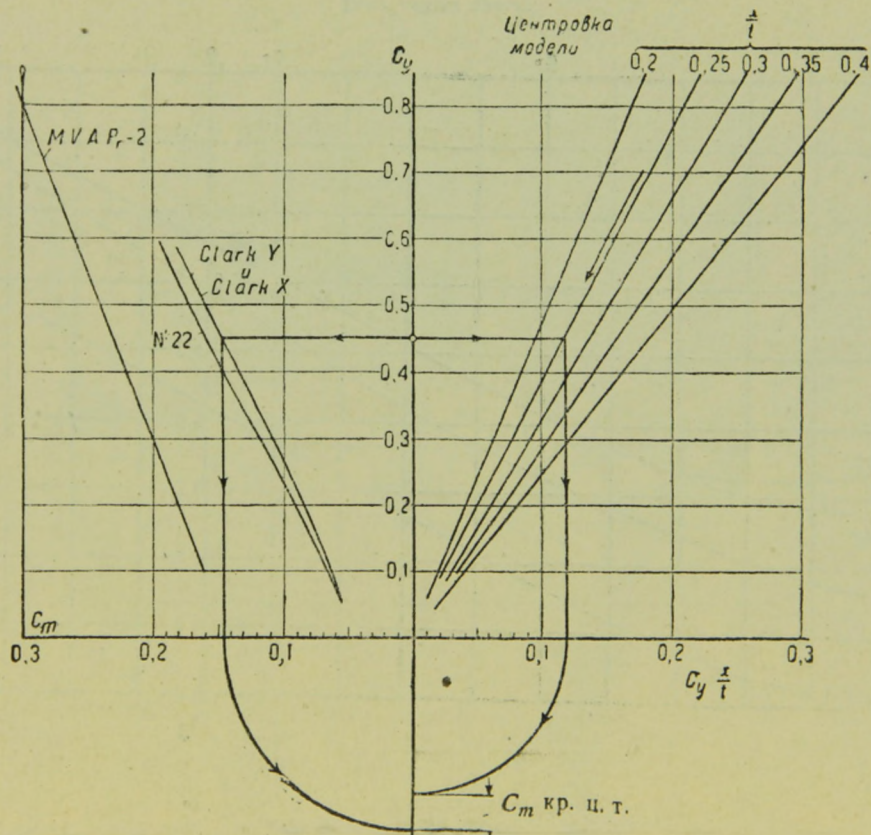
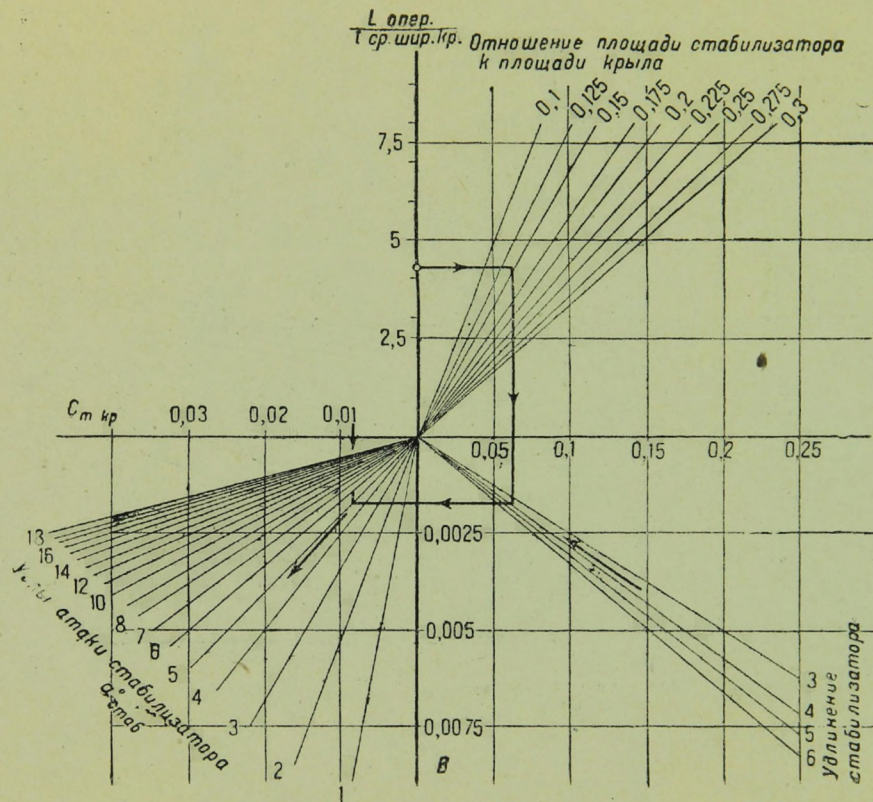


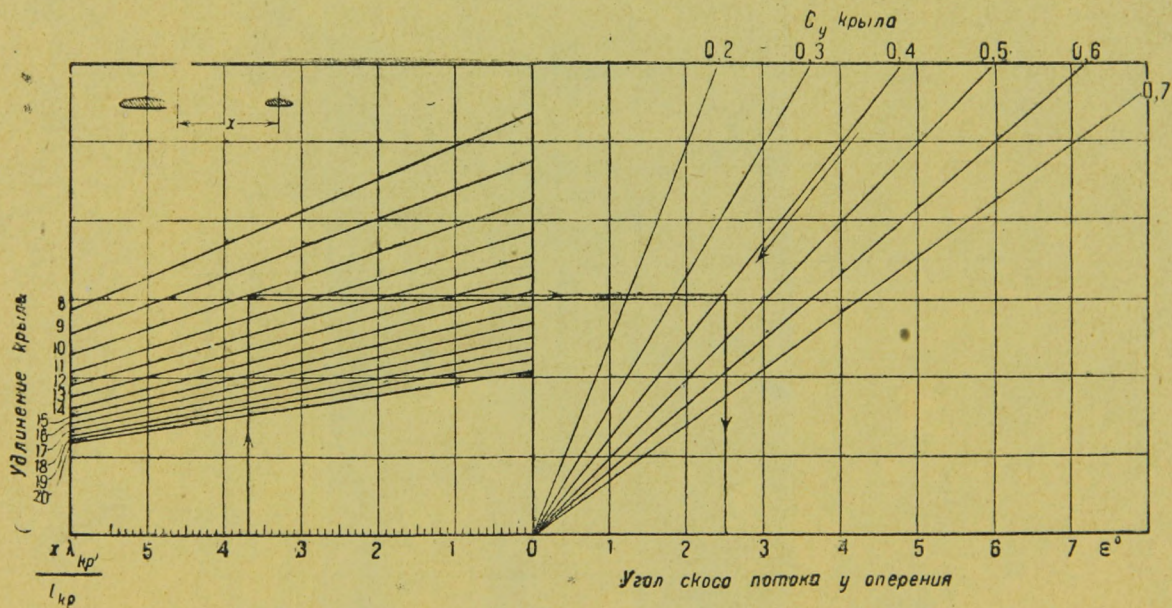
График VII



Углы атаки крыла







№00806



