

~~28~~
~~А~~ ~~29~~ XXIV $\frac{222}{46}$

Т Р У Д Ы
МОСКОВСКОГО ОРДЕНА ЛЕНИНА
АВИАЦИОННОГО ИНСТИТУТА
ИМ. СЕРГО ОРДЖОНИКИДЗЕ

32

ОБОРОНГИЗ · 1954

МИНИСТЕРСТВО КУЛЬТУРЫ СОЮЗА ССР
МОСКОВСКИЙ ОРДЕНА ЛЕНИНА АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
имени СЕРГО ОРДЖОНИКИДЗЕ

НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ СЕКТОР

~~936~~
~~291~~

Л. С. ЧЕРНОБРОВКИН

XXIV $\frac{222}{46}$

ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ РЕКОРДНЫХ ПЛАНЕРОВ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ
ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ
Москва 1954



17-56-1385

Редактор И. Я. Данилов

Техн. редактор И. М. Зудакин

Т-00556.

Подписано в печать 23/I 1954 г.

Учетно-изд. л. 3,07.

Формат $60 \times 92 \frac{1}{16} = 1 \frac{3}{4}$ б. л. — $3 \frac{1}{2}$ п. л.

Бесплатно.

Зак. 749/6641

Типография Оборонгиза

ПРЕДИСЛОВИЕ

Планеризм — дорога в авиацию. Сотни прославленных советских летчиков, инженеров, конструкторов авиационной промышленности вышли из рядов планеристов. В планерных кружках и школах они получили первые уроки летного мастерства, ознакомились с основами аэродинамики, с конструкцией планеров.

Планеризм является прекрасным видом спорта. Он дает физическую закалку, развивает смелость, умение ориентироваться в сложной обстановке, воспитывает волю к победе. Неудивительно поэтому огромная тяга к планерному спорту в самых широких кругах советской молодежи.

Наша страна по праву занимает ведущее место в развитии планеризма. Об этом красноречиво говорит тот факт, что большинство мировых рекордов дальности и скорости полета завоевано советскими спортсменами-летчиками.

Дальнейший рост мастерства планеристов возможен только при условии непрерывного совершенствования конструкции планеров, улучшения их аэродинамических характеристик.

Летчики-планеристы требуют теперь создания планеров повышенного качества, с большой скоростью полета и малой скоростью снижения. Между тем, планеры, строящиеся в настоящее время, по своим летным данным и конструкции мало отличаются от лучших образцов планеров 1939—1940 гг. Современные достижения в области аэродинамики и в применении новых материалов используются еще недостаточно.

Такое положение отчасти объясняется крайне малым количеством научных исследований по вопросам проектирования планеров.

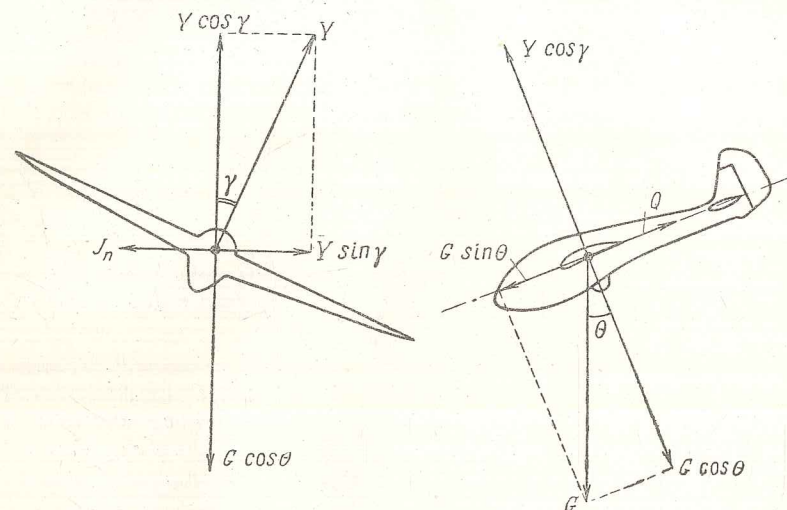
В настоящей работе дается анализ весовых, аэродинамических и летных характеристик рекордных планеров-парителей, а также рекомендации по выбору их основных параметров.

Работа предназначена главным образом для конструкторов, однако некоторые ее выводы могут представлять интерес и для летчиков-планеристов.

Автор выражает глубокую признательность канд. техн. наук Н. Н. Фадееву за ряд ценных указаний, сделанных им в процессе работы, а также при просмотре рукописи. Автор выражает также благодарность младшему научному сотруднику И. В. Качановой, принимавшей участие в выполнении этой работы.

ОСНОВНЫЕ УРАВНЕНИЯ ПОЛЕТА ПЛАНЕРА

Наиболее характерным режимом полета планера является установившаяся спираль и ее частный случай — прямолинейное планирование. На фиг. 1 показана схема сил, действующих на планер при полете по спирали. Если в атмосфере нет восходящих потоков, то под действием собственного веса планер будет снижаться с не-



Фиг. 1. Схема сил, действующих на планер при полете по спирали.

которой скоростью V_v . Назовем ее скоростью снижения, а соответствующий угол наклона траектории θ — углом снижения. Скорость полета V и угол снижения θ при установившемся полете таковы, что проекция веса планера $G \sin \theta$ уравнивает его лобовое сопротивление Q . Если придать планеру некоторый угол крена γ , то появится горизонтальная составляющая подъемной силы $Y \sin \gamma$, под действием которой планер будет двигаться по спиральной траектории. При этом возникнет центробежная сила J_n , уравнивающая составляющую подъемной силы $Y \sin \gamma$.

Полет по спирали можно разложить на два движения: полет в горизонтальной плоскости по кругу радиуса r со скоростью $V \cos \theta$ и поступательное перемещение по вертикали со скоростью

$V_y = V \sin \theta$. Центробежная сила возникает только от первого движения. Она равна

$$J_n = \frac{G}{g} \frac{V^2}{r} \cos^2 \theta. \quad (1)$$

Запишем условия равенства нулю суммы проекций всех сил на касательную к траектории, на нормаль к траектории, лежащую в вертикальной плоскости, и на нормаль к траектории, лежащую в горизонтальной плоскости

$$\left. \begin{aligned} G \sin \theta &= c_x \frac{\rho V^2}{2} S; \\ G \cos \theta &= c_y \frac{\rho V^2}{2} S \cos \gamma; \\ \frac{G}{g} \frac{V^2}{r} \cos^2 \theta &= c_y \frac{\rho V^2}{2} S \sin \gamma. \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

Из этих уравнений легко получить формулы, связывающие кинематические параметры движения V ; V_y ; r ; γ и θ с аэродинамическими и массовыми характеристиками планера¹:

$$\sin \gamma = \frac{2G \cos^2 \theta}{g \rho S c_y r}; \quad (3)$$

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{1}{K \cos \gamma} = \frac{1}{K} \left[1 - \left(\frac{2G \cos^2 \theta}{g \rho S c_y r} \right)^2 \right]^{-\frac{1}{2}}; \quad (4)$$

$$V = \sqrt{\frac{2G \cos \theta}{\rho S c_y \cos \gamma}} = \sqrt{\frac{2G \cos \theta}{\rho S c_y} \left[1 - \left(\frac{2G \cos^2 \theta}{g \rho S c_y r} \right)^2 \right]^{-\frac{1}{4}}}; \quad (5)$$

$$\begin{aligned} V_y &= V \sin \theta = \frac{V \cos \theta}{K \cos \gamma} = \\ &= \sqrt{\frac{2G \cos^3 \theta}{\rho S} \left[1 - \left(\frac{2G \cos^2 \theta}{g \rho S c_y r} \right)^2 \right]^{-\frac{3}{4}}} \frac{c_x}{c_y^{\frac{3}{2}}}. \end{aligned} \quad (6)$$

Положив радиус спирали бесконечно большим, а угол крена равным нулю, получим частный случай — прямолинейное планирование. Выражения (4), (5) и (6) примут вид

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{1}{K}; \quad (7)$$

$$V = \sqrt{\frac{2G \cos \theta}{\rho S c_y}}; \quad (8)$$

$$V_y = V \sin \theta = \frac{V}{K} \cos \theta = \frac{c_x}{c_y^{\frac{3}{2}}} \sqrt{\frac{2G \cos^3 \theta}{\rho S}}. \quad (9)$$

¹ Аналогичные формулы приведены в книге Н. Н. Фадеева «Аэродинамический расчет планера», Авиахим, 1926.

Так как угол снижения обычно не превышает 6—8°, то во всех приведенных формулах можно принять $\cos \theta = 1$.

Если полет совершается не в спокойной атмосфере, а в вертикальном потоке, имеющем скорость W , то планер будет обладать вертикальной скоростью

$$V_{y \text{ под}} = W - V_y, \quad (10)$$

которую мы назовем скоростью подъема. При пользовании последним выражением необходимо помнить, что W и $V_{y \text{ под}}$ имеют положительное направление вверх, а V_y — вниз.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЛАНЕРА

1. Приближенный расчет поляры

Для проведения различных исследований желательно получить приближенное выражение поляры планера, как функцию его основных параметров. Такими параметрами, наиболее сильно влияющими на аэродинамические характеристики планера, являются площадь и удлинение крыла, форма и толщина профиля, нагрузка на 1 м².

В основу вывода положен ряд допущений:

1. Среднее положение точки перехода на крыле принято

$$\bar{x}_t = 0,2,$$

что справедливо для профилей ЦАГИ Р-III и S-3, имеющих наибольшую толщину на 25% хорды. К этому выводу приводит изучение картины давлений для профиля S-3 (фиг. 2)¹. При угле атаки $\alpha = 5^\circ$, что соответствует $c_{y \text{ сеч}} \approx 0,75$, минимум давления на верхней поверхности лежит на 10% хорды. Без большой ошибки можно считать, что здесь же находится и точка перехода. На нижней поверхности нет ясно выраженного минимума давления. Положение точки перехода здесь будет определяться качеством поверхности. При обычной однолонжеронной конструкции крыла с фанерным носком можно считать, что точка перехода совпадает с началом плотняной обшивки, т. е. расположена на 30% хорды. Таким образом, среднее положение точки перехода

$$\bar{x}_t = 0,2.$$

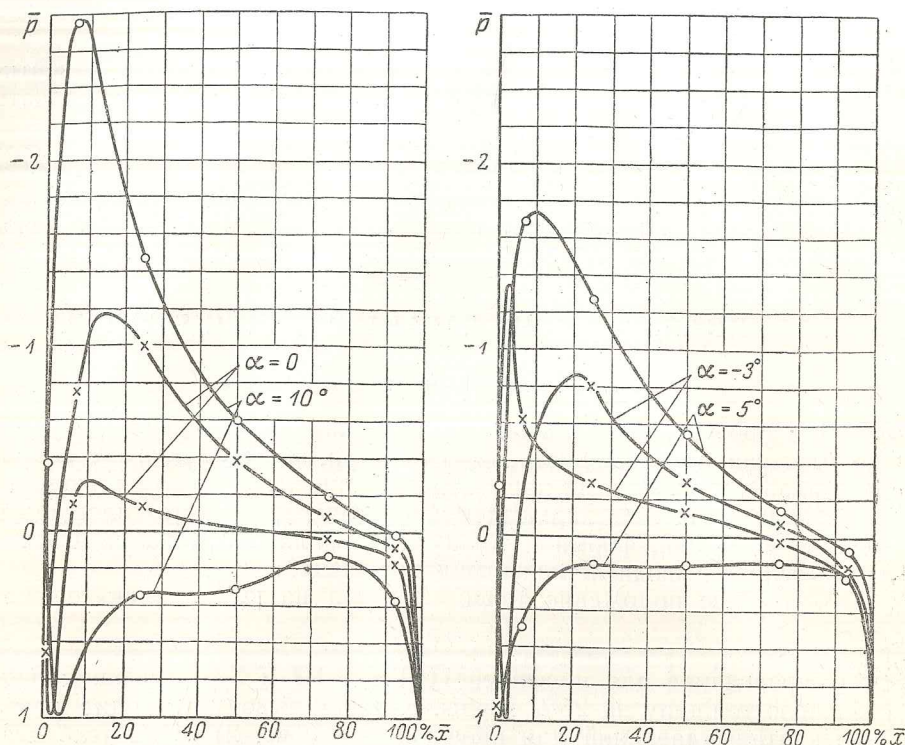
2. Число Re, по которому определяется $c_{x \text{ пр min}}$ крыла, подсчитывается для высоты полета $H = 1000$ м и скорости полета, соответствующей значению $c_y = 0,6$,

$$\operatorname{Re}_{\text{кр}} = \frac{V b_{\text{ср}}}{\nu} = \frac{1}{\nu} \sqrt{\frac{2p}{\rho c_y}} \frac{S}{l} = \frac{1}{\nu} \sqrt{\frac{2}{\rho c_y}} \sqrt{\frac{pS}{\lambda}}$$

или при $\rho = 0,114$; $\nu = 15,84 \cdot 10^{-6}$ и $c_y = 0,6$

$$\operatorname{Re}_{\text{кр}} = 0,34 \cdot 10^6 \sqrt{\frac{pS}{\lambda}}. \quad (11)$$

¹ Распределение давления по профилю S-3 получено Н. Н. Фадеевым расчетным путем.



Фиг. 2. Распределение давления по профилю S-3 для различных углов атаки.

Значение $c_y = 0,6$ примерно соответствует середине диапазона режимов полета планера.

3. На основе статистики приняты средние значения площади миделя и длины фюзеляжа

$$S_{\text{мид}} = 0,52 \text{ м}^2;$$

$$L_{\text{ф}} = 0,36l.$$

4. Для оперения приняты средние значения

$$\bar{c} = 0,08;$$

$$\bar{x}_t = 0,3;$$

$$\text{Re}_{\text{оп}} = 1,2 \cdot 10^6;$$

$$\frac{S_{\text{оп}}}{S} = 0,22.$$

Коэффициент лобового сопротивления планера можно выразить в виде суммы трех слагаемых

$$c_x = c_{x0} + c_{xi} + \Delta c_x. \quad (12)$$

В свою очередь, величину c_{x0} можно представить в виде

$$c_{x0} = c_{x0 \text{ кр}} + c_{x \text{ фюз}} + c_{x \text{ оп}}. \quad (13)$$

Определим значение $c_{x0 \text{ кр}}$.

$$c_{x0 \text{ кр}} = c_{x \text{ кр min}} + \sum \Delta c_x = (0,925 \cdot 2c_f \eta_c) \left(1 - k_{\text{инт}} \frac{S_{\text{пф}}}{S}\right) + \sum \Delta c_x \quad (14)$$

Значение $\text{Re}_{\text{кр}}$, определяемое выражением (11), может меняться в пределах $(1 \div 2) 10^6$. В этом диапазоне чисел Re , при $\bar{x}_t = 0,2$, удвоенный коэффициент трения плоской пластинки весьма точно выражается формулой

$$2c_f = 0,009 - 0,00103 \cdot \text{Re} \cdot 10^{-6}$$

или с учетом равенства (11)

$$2c_f = 0,009 - 0,00035 \sqrt{\frac{pS}{\lambda}}. \quad (15)$$

Коэффициент η_c при $\bar{x}_t = 0,2$ также можно выразить аналитически в виде

$$\eta_c = 1 + 3\bar{c}. \quad (16)$$

Принимаем средние значения

$$\frac{S_{\text{пф}}}{S} = 0,06;$$

$$k_{\text{инт}} = 0,85;$$

$$\sum \Delta c_x = 0,0008.$$

Подставляя эти величины в равенство (14), получим

$$c_{x0 \text{ кр}} = (1 + 3\bar{c}) \left(0,0079 - 0,00031 \sqrt{\frac{pS}{\lambda}}\right) + 0,0008. \quad (17)$$

Определим значение $c_{x \text{ фюз}}$ с учетом сопротивления неубирающегося колеса;

$$c_{x \text{ фюз}} = c_f \eta_c \frac{F_{\text{ф}}}{S} + \Delta c_{x \text{ кол}} \frac{S_{\text{кол}}}{S}. \quad (18)$$

Приняв $S_{\text{мид}} = 0,52 \text{ м}^2$ и $L_{\text{ф}} = 0,36l$, получим

$$\lambda_{\text{ф}} = \frac{L_{\text{ф}}}{\sqrt{\frac{4S_{\text{мид}}}{\pi}}} = 0,44l = 0,44 \sqrt{S\lambda}; \quad (19)$$

$$F_{\text{ф}} = 2,85L_{\text{ф}} \sqrt{S_{\text{мид}}} = 0,74 \sqrt{S\lambda}; \quad (20)$$

$$\text{Re}_{\text{фюз}} = \text{Re}_{\text{крыла}} \frac{L_{\text{ф}}}{b_{\text{ср}}} = 0,123 \cdot 10^6 \sqrt{pS\lambda}. \quad (21)$$

Практически λ_f меняется в пределах $6 \div 8$, а $Re_{фюз}$ — в пределах $(8 \div 16) \cdot 10^6$. При этих условиях справедливы выражения

$$c_f = 0,00355 - 0,00005 Re_{фюз} \cdot 10^{-6} = 0,00355 - 0,0000061 \sqrt{pS\lambda}; \quad (22)$$

$$\eta_c = 1,39 - 0,0365 \lambda_f = 1,39 - 0,016 \sqrt{S\lambda}. \quad (23)$$

Принимаем средние значения

$$\Delta c_{x \text{ кол}} = 0,25;$$

$$\frac{S_{\text{кол}}}{S} = 0,002.$$

Тогда коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа с колесом запишется в виде

$$c_{x \text{ фюз}} = 0,0037 (1 - 0,00172 \sqrt{pS\lambda}) \times \\ \times (1 - 0,0115 \sqrt{S\lambda}) \sqrt{\frac{\lambda}{S}} + 0,0005. \quad (24)$$

Определим значение $c_{x \text{ оп}}$

$$c_{x \text{ оп}} = (0,925 \cdot 2c_f \eta_c + \sum \Delta c_x) \frac{S_{\text{оп}}}{S}. \quad (25)$$

Приняв средние значения

$$\frac{S_{\text{оп}}}{S} = 0,22;$$

$$\bar{c} = 0,08;$$

$$\bar{x}_f = 0,3;$$

$$Re_{\text{оп}} = 1,2 \cdot 10^6;$$

$$\sum \Delta c_x = 0,0012,$$

получим

$$c_{x \text{ оп}} = 0,002. \quad (26)$$

Таким образом,

$$c_{x0} = (1 + 3\bar{c}) \left(0,0079 - 0,00031 \sqrt{\frac{pS}{\lambda}} \right) + \\ + 0,0037 \sqrt{\frac{\lambda}{S}} (1 - 0,00172 \sqrt{pS\lambda}) (1 - 0,0115 \sqrt{S\lambda}) + 0,0033. \quad (27)$$

Коэффициент индуктивного сопротивления планера определяется по формуле

$$c_{xi} = \frac{c_y^2}{\pi \lambda} (1 + \delta) \left(1 + \frac{S_{\text{пф}}}{S} \right). \quad (28)$$

Принимаем $\delta = 0,04$, что соответствует значениям $\eta = 4$ и $\lambda = 20$. Тогда

$$c_{xi} = 0,35 \frac{c_y^2}{\lambda}. \quad (29)$$

Так
планер

где c_x
форм

2. 5

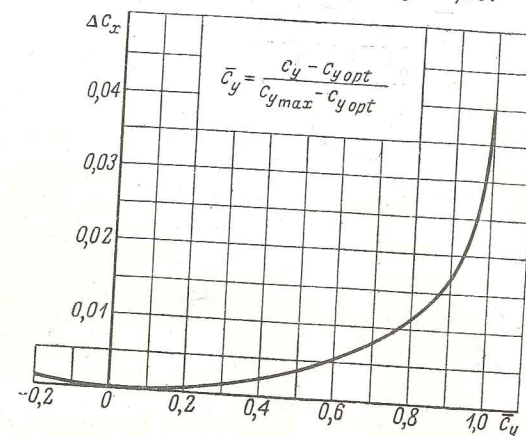
П
разл
экон
Н

гд

Значение Δc_x определяется по фиг. 3 или по формуле

$$\Delta c_x = 0,018 \bar{c}_y^2 = 0,018 \left(\frac{c_y - c_{y \text{ опт}}}{c_{y \text{ max}} - c_{y \text{ опт}}} \right)^2, \quad (30)$$

которая дает достаточную точность при $\bar{c}_y \leq 0,85$.



Фиг. 3.

Входящая в эту формулу величина $c_{y \text{ опт}}$ зависит от формы профиля крыла. Ее примерные значения для некоторых профилей приведены в табл. 1.

Профиль	P-III	S-3	4415	P-II	23015
$c_{y \text{ опт}}$	0,65	0,65	0,5	0,4	0,25

Величина $c_{y \text{ max}}$ зависит в основном от формы профиля, сужения крыла и числа Re . Для наиболее часто применяемых профилей P-III или S-3 можно без большой ошибки брать среднее значение

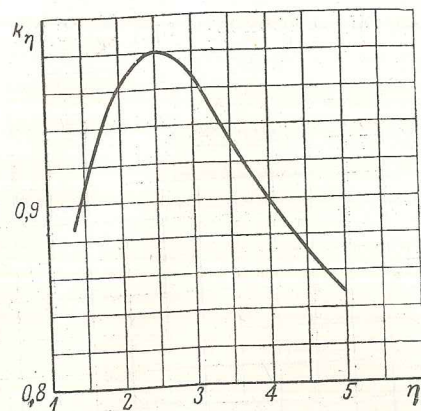
$$c_{y \text{ max}} = 1,45.$$

При необходимости более точного подсчета можно пользоваться формулой

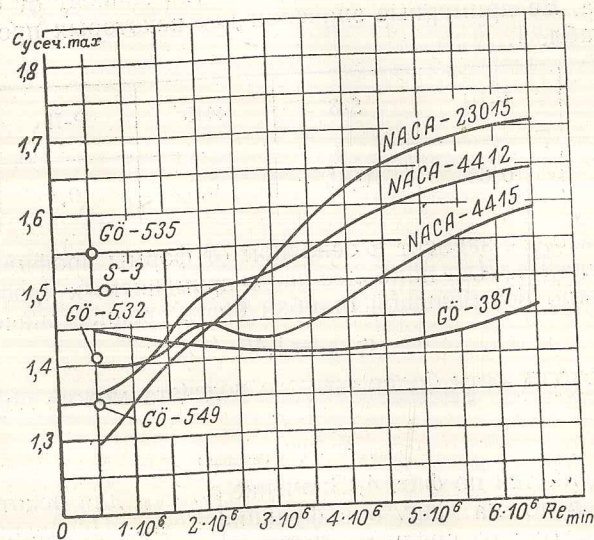
$$c_{y \text{ max}} = k_{\eta} c_{y \text{ сеч max}}, \quad (31)$$

где k_{η} определяется по фиг. 4. Значение $c_{y \text{ сеч max}}$ для некоторых профилей приведено на фиг. 5 в функции Re_{min} . Последнее можно определить исходя из среднего значения $c_{y \text{ max}} = 1,45$

$$Re_{\text{min}} = \frac{V b_{\text{ср}}}{\nu} = \frac{1}{\nu} \sqrt{\frac{2p}{\rho c_{y \text{ max}}}} \sqrt{\frac{S}{\lambda}} = \\ = \frac{10^6}{14,57} \sqrt{\frac{2 \cdot 8}{1,45}} \sqrt{\frac{pS}{\lambda}} = 0,23 \cdot 10^6 \sqrt{\frac{pS}{\lambda}}. \quad (32)$$



Фиг. 4.



Фиг. 5.

Таким образом, мы получили приближенное выражение поляры планера в следующем виде:

$$c_x = c_{x0} + 0,35 \frac{c_y^2}{\lambda} + \Delta c_x,$$

где c_{x0} определяется по формуле (27), а Δc_x — по фиг. 3 или по формуле (30).

2. Зависимость аэродинамических характеристик от параметров планера

Пользуясь аналитическим выражением поляры, легко определить различные аэродинамические характеристики на наивыгоднейшем и экономическом режимах полета.

Наивыгоднейший режим

$$c_{y_{нв}} = \sqrt{\frac{c_{x0} + 0,018 \left(\frac{c_{y_{opt}}}{c_{y_{max}} - c_{y_{opt}}} \right)^2}{\frac{0,35}{\lambda} + \frac{0,018}{(c_{y_{max}} - c_{y_{opt}})^2}}} = \sqrt{\frac{C}{A}}; \quad (33)$$

$$V_{нв} = \sqrt{\frac{2p}{\rho c_{y_{нв}}}}; \quad (34)$$

$$\frac{1}{K_{max}} = \frac{c_{x0}}{c_{y_{нв}}} + \frac{0,35}{\lambda} c_{y_{нв}} + \frac{0,018}{c_{y_{нв}}} \left(\frac{c_{y_{нв}} - c_{y_{opt}}}{c_{y_{max}} - c_{y_{opt}}} \right)^2. \quad (35)$$

Экономический режим

$$c_{y_{эк}} = \frac{-B + \sqrt{B^2 + 12AC}}{2A}, \quad (36)$$

где

$$A = \frac{0,35}{\lambda} + \frac{0,018}{(c_{y_{max}} - c_{y_{opt}})^2};$$

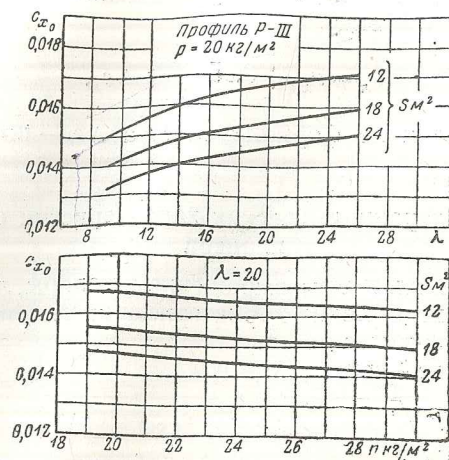
$$B = \frac{0,036 c_{y_{opt}}}{(c_{y_{max}} - c_{y_{opt}})^2};$$

$$C = c_{x0} + 0,018 \left(\frac{c_{y_{opt}}}{c_{y_{max}} - c_{y_{opt}}} \right)^2.$$

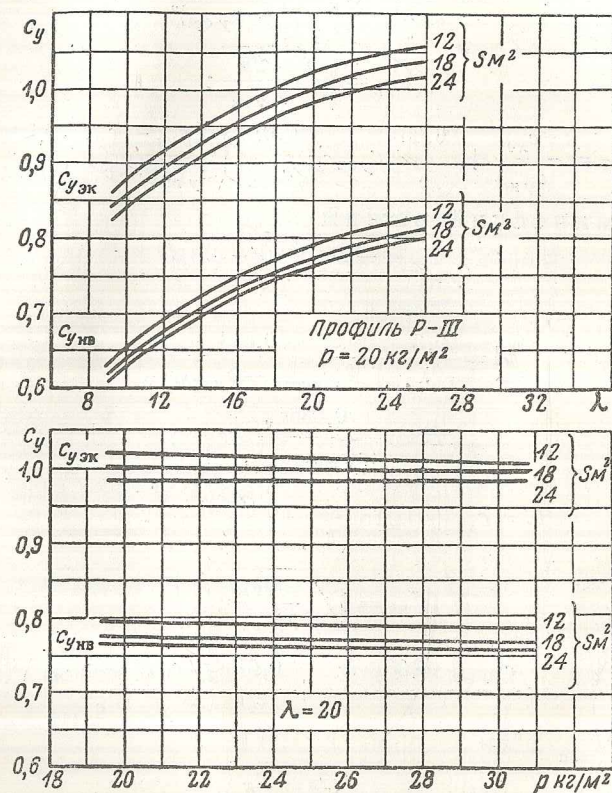
$$V_{эк} = \sqrt{\frac{2p}{\rho c_{y_{эк}}}}; \quad (37)$$

$$\left(\frac{c_x}{\frac{3}{c_y^2}} \right)_{min} = \frac{c_{x0}}{\frac{3}{c_{y_{эк}}^2}} + \frac{0,35}{\lambda} c_{y_{эк}} + \frac{0,018}{\frac{3}{c_{y_{эк}}^2}} \left(\frac{c_{y_{эк}} - c_{y_{opt}}}{c_{y_{max}} - c_{y_{opt}}} \right)^2; \quad (38)$$

$$V_{y_{min}} = \sqrt{\frac{2p}{\rho} \left(\frac{c_x}{\frac{3}{c_y^2}} \right)_{min}}. \quad (39)$$

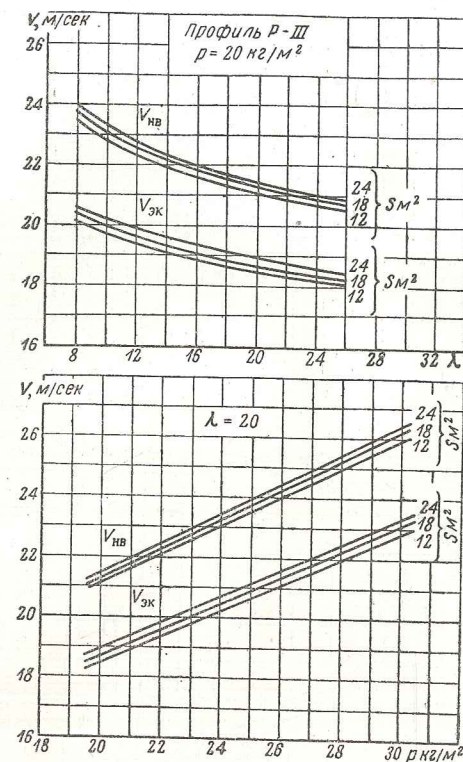


Фиг. 6.



Фиг. 7.

На фиг. 6, 7, 8, 9 и 10 приведены графики зависимости различных аэродинамических характеристик планера от нагрузки на 1 м^2 , площади и удлинения крыла. Эти графики наглядно показывают



Фиг. 8.

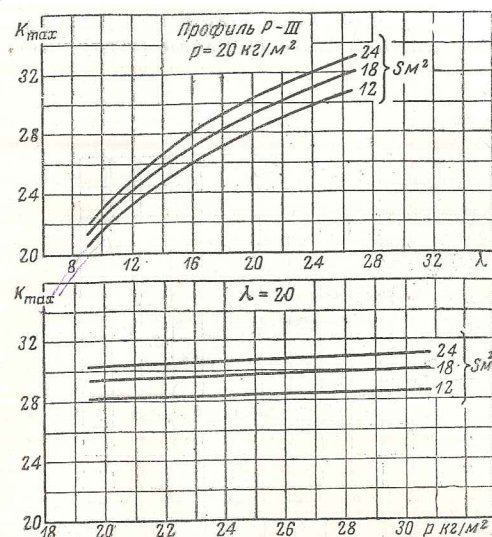
влияние основных параметров планера на его аэродинамические характеристики. Графики построены по формулам (27) и (33) — (39). В расчетах принималось:

$$H = 1000 \text{ м};$$

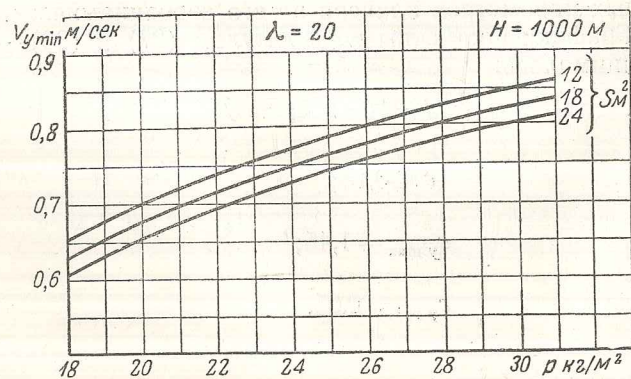
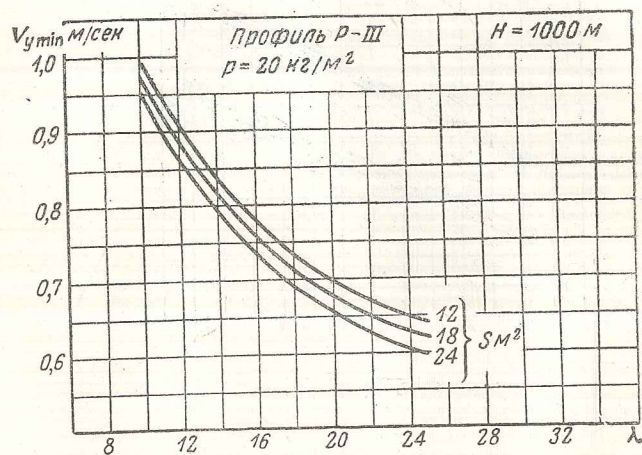
$$\bar{c} = 0,15;$$

$$c_{y \text{ max}} = 1,45;$$

$$c_{y \text{ opt}} = 0,65.$$



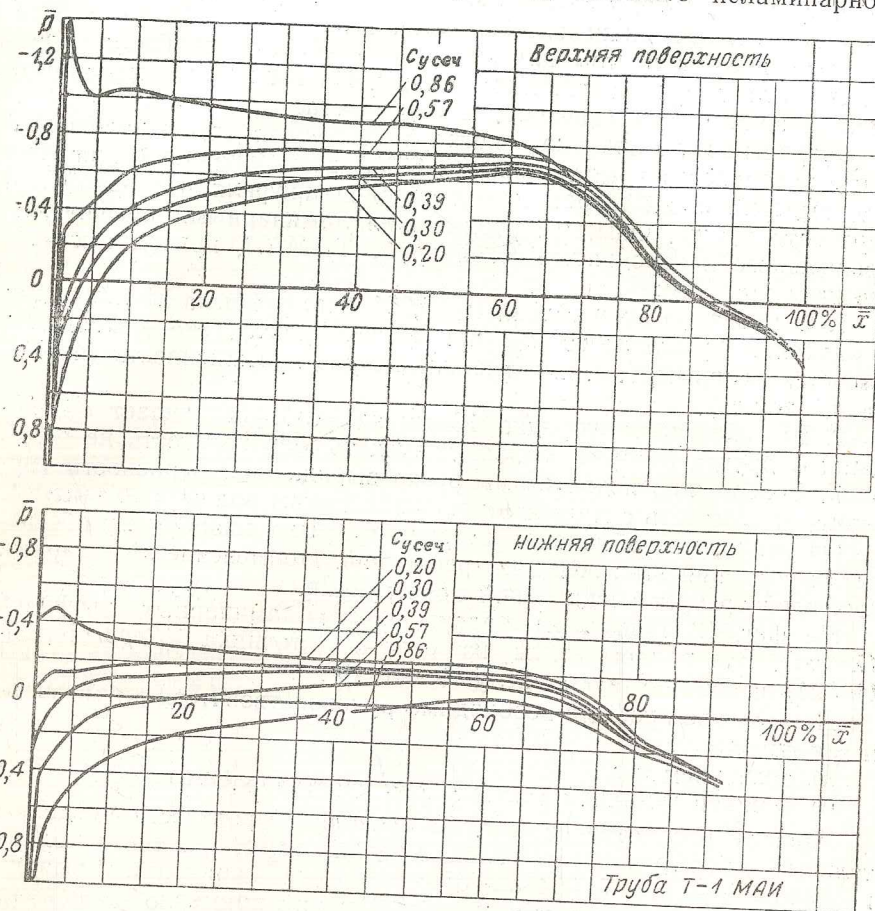
Фиг. 9.



Фиг. 10.

3. Ламинарные профили

Большой интерес представляет применение для спортивных планеров ламинарных профилей, имеющих чрезвычайно малое профильное сопротивление. Известно, что распределение давления по поверхности ламинарного профиля (фиг. 11) сильно отличается от распределения давления по поверхности обычного неламинарного



Фиг. 11. Распределение давления по ламинарному профилю 66₂—516.

профиля (см. фиг. 2). У профиля S-3 средний минимум давления расположен на 15—25% хорды, причем его положение меняется в зависимости от $c_{y \text{ sec}}$. У ламинарного профиля 66₂—516 минимум давления расположен на 60% хорды и это положение устойчиво сохраняется в диапазоне значений $c_{y \text{ sec}}$ от 0,3 до 0,7. Без большой ошибки можно считать, что точка перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный совпадает с минимумом давления. Известно также, что перемещение назад точки перехода приводит к

интенсивному уменьшению профильного сопротивления. Поэтому профиль 66₂—516 при $Re=3 \cdot 10^6$ имеет $c_{xpr} \approx 0,0048$, в то время как профиль S-3 имеет $c_{xpr} \approx 0,009$.

Однако при $c_{y \text{ сеч}} > 0,7$ минимум давления, а вместе с ним и точка перехода на верхней поверхности крыла резко перемещаются вперед. При $c_{y \text{ сеч}} < 0,3$ то же явление происходит на нижней поверхности крыла. Поэтому малое значение c_{xpr} у профиля 66₂—516 сохраняется лишь в диапазоне $0,3 < c_{y \text{ сеч}} < 0,7$.

Часть поляры в этом диапазоне $c_{y \text{ сеч}}$ мы в дальнейшем будем называть ламинарным участком поляры. На границах ламинарного участка значение c_{xpr} скачкообразно возрастает.

Сохранение ламинарного пограничного слоя на значительной части поверхности крыла (порядка 60%) возможно лишь при точном выдерживании теоретических обводов профиля и гладкой поверхности крыла. Опыты с различными ламинарными профилями, проведенные в аэродинамической трубе Т1-МАИ, приводят к следующим выводам:

1. Отклонение от шаблона на 0,001 хорды крыла не приводит к заметному увеличению c_{xpr} при условии, если это отклонение является плавным, т. е. имеет значительную протяженность (порядка 0,1 хорды).

2. Шероховатость порядка 10 мк заметно увеличивает c_{xpr} . По данным других авторов, можно допускать шероховатость не более 5 мк. Совершенно недопустимы резко выраженные неровности (бугорки, волнистость с малым отношением длины волны к ее высоте).

Очевидно, что обычная конструкция крыла планера не обеспечивает выполнения этих жестких требований. Применение ламинарных профилей требует специальной конструкции.

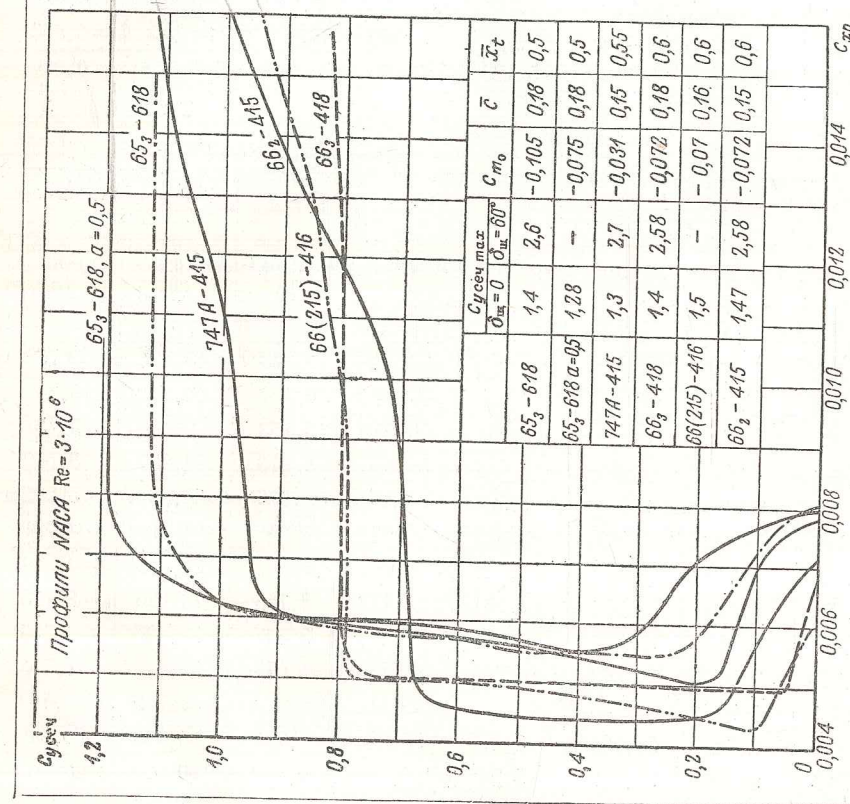
На фиг. 12 приведены поляры шести ламинарных профилей ($\lambda = \infty$). Все поляры взяты из одного источника (Report NACA № 824) и соответствуют числу $Re=3 \cdot 10^6$.

При выборе профиля необходимо руководствоваться двумя главными признаками:

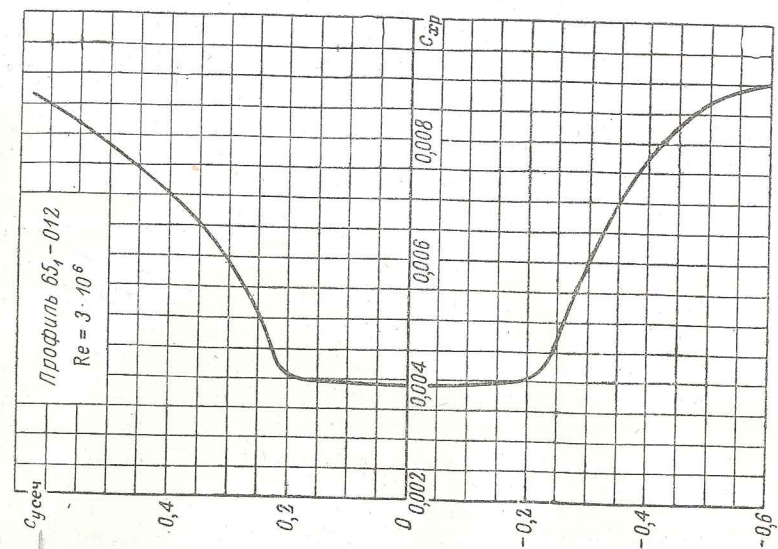
- а) значением c_{xpr} ;
- б) верхней границей ламинарного участка поляры.

Простое рассмотрение фиг. 12 позволяет произвести предварительный отбор лучших профилей. Так, например, сравнивая поляры профилей 65₃—618; 747A415 и 65₃—618, $a=0,5$, приходим к выводу, что значения c_{xpr} на участке $c_{y \text{ сеч}} \geq 0,3$ у них примерно одинаковы, но граница ламинарного участка поляры расположена наиболее высоко у профиля 65₃—618, $a=0,5$. Этому профилю и следует отдать предпочтение. Из профилей 66₃—418 и 66(215)—416 лучшим является последний профиль. Таким образом, предварительно можно рекомендовать профили 66₂—415; 66(215)—416 и 65₃—618, $a=0,5$. Координаты этих профилей приведены в табл. 2, 3 и 4 (абсциссы и ординаты даны в процентах хорды).

Для оперения можно рекомендовать симметричный 12%-ный профиль 65₁—012, поляра которого приведена на фиг. 13, а координаты — в табл. 5.



Фиг. 12. Поляры ламинарных профилей NACA ($\lambda = \infty$).



Фиг. 13. Поляра ламинарного профиля 65₁—012.

Расс. И. И. К.
Координаты профиля 66₂—415
(Радиус носка 1,435; наклон радиуса 0,168)

Таблица 2

Верхняя поверхность		Нижняя поверхность		Верхняя поверхность		Нижняя поверхность	
Абсцисса	Ордината	Абсцисса	Ордината	Абсцисса	Ордината	Абсцисса	Ордината
0,000	0,000	0,000	0,000	39,904	9,571	40,096	—5,287
0,314	1,206	0,686	—1,006	44,952	9,685	45,048	—5,305
0,544	1,467	0,956	—1,187	50,000	9,656	50,000	—5,244
1,019	1,873	1,481	—1,445	55,046	9,473	54,954	—5,093
2,241	2,592	2,759	—1,848	60,090	9,100	59,910	—4,816
4,711	3,718	5,289	—2,454	65,126	8,431	64,874	—4,311
7,199	4,617	7,801	—2,921	70,150	7,518	69,850	—3,630
9,696	5,381	10,304	—3,313	75,162	6,419	74,838	—2,839
14,709	6,624	15,291	—3,932	80,159	5,187	79,841	—2,003
19,736	7,581	20,264	—4,397	85,139	3,872	84,861	—1,180
24,771	8,329	26,229	—4,749	90,104	2,519	89,896	—0,451
28,812	8,897	30,188	—5,009	95,053	1,196	94,947	—0,068
34,857	9,309	35,143	—5,189	100,000	0,000	100,000	0,000

Координаты профиля 66 (215)—416
(Радиус носка 1,575; наклон радиуса 0,168)

Таблица 3

Верхняя поверхность		Нижняя поверхность		Верхняя поверхность		Нижняя поверхность	
Абсцисса	Ордината	Абсцисса	Ордината	Абсцисса	Ордината	Абсцисса	Ордината
0,000	0,000	0,000	0,000	39,898	10,050	40,102	—5,766
0,303	1,268	0,697	—1,068	44,949	10,187	45,051	—5,807
0,532	1,541	0,968	—1,261	50,000	10,163	50,000	—5,751
1,008	1,952	1,492	—1,524	55,050	9,970	54,950	—5,590
2,225	2,734	2,775	—1,990	60,096	9,566	59,904	—5,282
4,693	3,910	5,307	—2,646	65,135	8,891	64,865	—4,771
7,180	4,843	7,820	—3,147	70,161	7,912	69,839	—4,024
9,677	5,649	10,323	—3,581	75,174	6,753	74,826	—3,173
14,691	6,942	15,309	—4,250	80,170	5,437	79,830	—2,253
19,720	7,948	20,280	—4,764	85,150	4,065	84,850	—1,373
24,757	8,736	25,243	—5,156	90,111	2,617	89,889	—0,549
29,801	9,336	30,199	—5,448	95,056	1,226	94,944	—0,038
34,848	9,765	35,152	—5,645	100,000	0,000	100,000	0,000

отклонения полностью выдвинутого закрылка равен приблизительно 20°, так как при дальнейшем увеличении этого угла профильное сопротивление резко возрастает.

На фиг. 15 нанесена зависимость минимальной скорости снижения $V_{y \min}$ от радиуса спирали для планера без закрылка и с выдвинутым закрылком.

Поляры планера приведены на фиг. 16. Как видно, в прямолинейном полете механизация не дает заметного эффекта. Но при спиральном полете с радиусом спирали порядка 100 м и меньше применение закрылков весьма выгодно.

ВЕСОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЛАНЕРА

1. Вес крыла

Большинство спортивных планеров, построенных в нашей стране, имеет крылья одностипной конструкции. Каркас крыла состоит из коробчатого деревянного лонжерона, расположенного в месте наибольшей толщины профиля, т. е. на 25—30% хорды, и нервюр. Носок крыла от передней кромки до лонжерона зашит фанерой; обшивка остальной части крыла полотняная.

В такой конструкции функции отдельных силовых элементов строго разграничены: изгибающий момент воспринимается поясами лонжерона, перерезывающая сила — стенкой, крутящий момент — обшивкой носка крыла. Нервуры работают, в основном, на изгиб от местной воздушной нагрузки; носки нервюр принимают также участие в работе крыла на кручение после потери устойчивости обшивки.

Вес этих силовых элементов, составляющий в среднем около 50% общего веса крыла, можно с известной степенью точности выразить аналитически. Остальная часть веса падает на полотняную обшивку с окраской, элероны, интерцепторы, проводку управления в крыле, различные узлы, установку трубки Пито, бортовых огней и т. д. Эту часть веса крыла значительно труднее выразить аналитически.

Рассмотрим зависимость веса отдельных элементов конструкции крыла от параметров планера: площади, размаха (или удлинения) крыла, толщины профиля, веса планера и расчетной перегрузки на случай А. При этом будем считать, что сужение крыла не меняется

А. Вес поясов лонжерона

В произвольном сечении крыла действует изгибающий момент, пропорциональный весу планера за вычетом веса самого крыла, коэффициенту перегрузки и размаху крыла

$$M_{изг} \sim (G - G_{кр}) n A l.$$

От этого изгибающего момента, а также от толщины крыла зависит осевая сила в поясах, а следовательно, и площадь сечения поясов лонжерона

$$F_{\text{пояс. л}} \sim \frac{M_{\text{изг}}}{cb} \sim \frac{(G - G_{\text{кр}}) n_A l}{cb} \sim \frac{(G - G_{\text{кр}}) n_A \lambda}{c}.$$

Вес поясов, в свою очередь, пропорционален размаху крыла и площади их сечения

$$G_{\text{пояс. л}} \sim (G - G_{\text{кр}}) n_A l \frac{\lambda}{c}. \quad (45)$$

Б. Вес стенок лонжерона

Вес стенок лонжерона зависит от размаха крыла и площади сечения стенок; последняя определяется величиной перерезывающей силы, пропорциональной $(G - G_{\text{кр}}) n_A$. Поэтому можно записать

$$G_{\text{ст. л}} \sim (G - G_{\text{кр}}) n_A l. \quad (46)$$

В. Вес фанерной обшивки

Расчетным для обшивки является случай С. В произвольном сечении крыла обшивка воспринимает крутящий момент, равный

$$M_{\text{кр}} = \int_z^{\frac{l}{2}} m_{\text{кр}} dz = \int_z^{\frac{l}{2}} c_{m0} \frac{\rho V_{\text{пик}}^2}{2} b^2 dz = c_{m0} \frac{\rho V_{\text{пик}}^2}{2} \int_z^{\frac{l}{2}} b^2 dz. \quad (47)$$

Согласно нормам прочности, расчетная скорость пикирования не зависит от параметров планера, поэтому можно записать

$$M_{\text{кр}} \sim b^2 l.$$

Площадь контура, воспринимающего этот крутящий момент, пропорциональна хорде и толщине крыла

$$F \sim b^2 c,$$

а толщина обшивки

$$\delta \sim \frac{M_{\text{кр}}}{F} \sim \frac{l}{c}.$$

Вес обшивки определяется ее толщиной и площадью крыла

$$G_{\text{общ}} \sim \frac{Sl}{c}. \quad (48)$$

Г. Вес нервюр

Для поддержания полотняной обшивки крыла хвостовые части нервюр ставятся очень часто — на расстоянии 150—250 мм друг от друга. Потребные сечения элементов нервюр получаются настолько малыми, что обычно их выбирают из конструктивных соображений.

При этих условиях вес хвостовых частей нервюр определяется числом нервюр, т. е. размахом крыла, и длиной каждой нервюры, т. е. хордой крыла

$$G_{\text{хв. н}} \sim lb \sim S. \quad (49)$$

Носовые части нервюр более нагружены, причем их нагружение сложнее: помимо восприятия местных воздушных нагрузок, они включаются в работу крыла на кручение, когда фанерная обшивка теряет устойчивость. Учитывая сложность нагружения, а также малую долю их веса в общем весе крыла, примем приближенно

$$G_{\text{нос. н}} \sim S. \quad (50)$$

Что касается остальных элементов конструкции крыла, то вес большинства их в первом приближении также можно принять пропорциональным площади крыла. Лишь вес некоторых элементов (узлы и детали управления в крыле, детали установки бортовых огней, трубки Пито, интерцепторов и т. д.) можно считать не зависящим от параметров планера.

На основании изложенного выше весовую формулу крыла запишем в следующем виде:

$$G_{\text{кр}} = C_1 (G - G_{\text{кр}}) n_A l \left(\frac{\lambda}{c} + C_2 \right) + C_3 \frac{Sl}{c} + C_4 S + C_5, \quad (51)$$

где C_1 ; C_2 ; C_3 ; C_4 и C_5 — постоянные коэффициенты, определяемые на основании статистики.

В этой формуле первое слагаемое выражает вес лонжерона, второе — вес фанерной обшивки, третье — вес элементов, пропорциональный площади крыла (нервюры, полотно с окраской, элероны, интерцепторы, узлы и т. д.), и четвертое — вес элементов, не зависящий от параметров планера.

Для подбора коэффициентов C_1 ; C_2 и C_3 использована табл. 6, в которой, помимо общих характеристик, приведены веса лонжеронов и обшивки некоторых планеров, подсчитанные в большинстве случаев по чертежам.

Средние значения указанных коэффициентов приняты:

$$C_1 = 0,85 \cdot 10^{-5};$$

$$C_2 = 17;$$

$$C_3 = 0,01.$$

Значение коэффициента C_5 принято:

$$C_5 = 5;$$

коэффициент C_4 определен по данным планеров РФ-6 и «Стахановец»:

$$C_4 = 2,9.$$

Таблица 6

Общие характеристики и вес элементов конструкции крыла некоторых планеров

Параметры	Планер			
	Ш-17	«Слава Родины»	«Стахановец»	РФ-6
Площадь крыла S в m^2	16,4	22	22,97	12
Размах l в m	14	20	20,2	16
Удлинение λ	11,95	18,7	17,8	21,3
Расчетная перегрузка n_A	10	9	10	10
Средняя относительная толщина профиля \bar{c}	0,14	0,15	0,15	0,15
Вес планера G в kg	377,7	571	454	246
Вес крыла в целом в kg	112,8	~180	161,2	90
Вес поясов лонжеронов со стыковыми узлами в kg	30,2	54	~50 (лонжерон в целом)	—
Вес стенок лонжеронов в kg	5,6	8,3	—	—
Вес фанерной обшивки в kg	16	26	—	13
Вес нервюр в kg	11,72	—	7	—

После подстановки числовых коэффициентов формула принимает вид

$$G_{кр} = 0,85 \cdot 10^{-5} (G - G_{кр}) n_A l \left(\frac{\lambda}{\bar{c}} + 17 \right) + \frac{Sl}{100\bar{c}} + 2,9S + 5 \quad (52)$$

или после некоторых преобразований

$$G_{кр} = G - \frac{G - \left(\frac{Sl}{100\bar{c}} + 2,9S + 5 \right)}{1 + 0,85 \cdot 10^{-5} n_A l \left(\frac{\lambda}{\bar{c}} + 17 \right)} \quad (53)$$

Для подкосных крыльев можно принять ту же структуру формулы, но изменить коэффициент C_1 , учитывая тот факт, что суммарный вес лонжерона с подкосом меньше веса лонжерона, закрепленного консольно. Значение коэффициента C_1 определено для ряда планеров статистически. Так как средняя толщина профиля этих планеров была неизвестна, то принималось $\bar{c} = 0,12$.

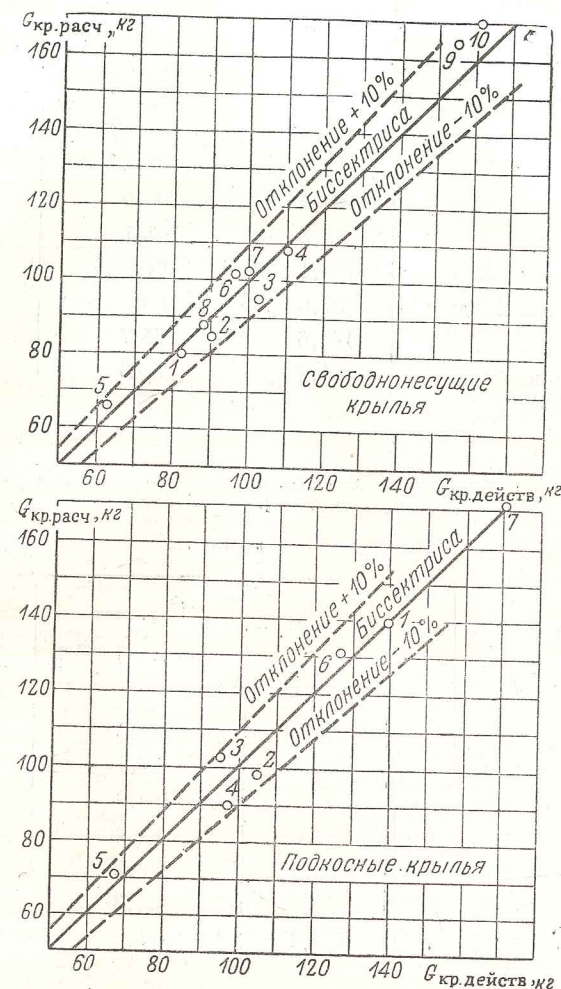
В результате весовая формула подкосного крыла приняла вид

$$G_{кр} = 0,7 \cdot 10^{-5} (G - G_{кр}) n_A l \left(\frac{\lambda}{\bar{c}} + 17 \right) + \frac{Sl}{100\bar{c}} + 2,9S + 5 \quad (54)$$

или

$$G_{кр} = G - \frac{G - \left(\frac{Sl}{100\bar{c}} + 2,9S + 5 \right)}{1 + 0,7 \cdot 10^{-5} n_A l \left(\frac{\lambda}{\bar{c}} + 17 \right)} \quad (55)$$

В табл. 7 и 8 приведены сравнительные данные веса крыльев, подсчитанного по формулам, и действительного веса крыльев ряда



Фиг. 17. Сравнение действительного и расчетного веса крыльев планеров.

рекордных планеров. Сходство результатов расчета с действительностью иллюстрируется на фиг. 17, из которой видно, что формулы (52) и (54) дают небольшой разброс точек.

Таблица 7

Сравнительные данные действительного веса крыльев рекордных планеров и расчетного веса

Свободнонесущие крылья

№ по пор.	Планер	$G_{кр. действ.}$ кг	$G_{кр. расч.}$ кг [формула (52)]	Ошибка в %
1	„Рот-Фронт 5“	81,8	79,8	-2,5
2	„Рот-Фронт 6“	90,0	84,9	-5,5
3	АГ-1 „Комсомол“	102,8	95	-8,0
4	ВИ-1	110,0	107,8	-2,0
5	КИМ-1	62,0	66,0	+6,0
6	РВ-1	96,3	101,7	+5,5
7	Г-№ 7	100,1	101,9	+1,5
8	„С. Орджоникидзе“	87,6	86,9	-1,0
9	КИМ-2	154,6	164,7	+6,5
10	„Стахановец“	161,2	170,6	+5,8

Таблица 8

Сравнительные данные действительного веса крыльев рекордных планеров и расчетного веса

Подкосные крылья

№ по пор.	Планер	$G_{кр. действ.}$ кг	$G_{кр. расч.}$ кг [формула (54)]	Ошибка в %
1	ДИП	138,5	139,3	+0,5
2	„ЦК Комсомола“	104,0	97,7	-6,0
3	МКБ-2	94,5	102,8	+8,5
4	Г-№ 5	96,6	89,4	-7,5
5	Г-13	66,6	70,2	+5,0
6	„Темп“	126,3	131,3	+4,0
7	ДР-5	170,4	171,2	+0,5

Следует отметить, что в табл. 7 и 8 включены лишь планеры, наиболее совершенные в весовом отношении. Поэтому вес крыла, полученный по формулам (52) и (54), надо рассматривать, как минимально возможный вес для рекордных планеров.

При наличии интерцепторов в формулы (52) и (54) следует добавить $\Delta G_{инт} \approx 0,4S$; при наличии механизации типа выдвижных

закрылков — величину $\Delta G_{мех} \approx (1,5 \div 2)S$. Улучшенная отделка поверхности крыла может дать дополнительное увеличение веса порядка $\Delta G_{отд} \approx 0,5S$.

2. Вес фюзеляжа

Вес фюзеляжа зависит главным образом от его длины и количества членов экипажа. Длина фюзеляжа, в свою очередь, приблизительно пропорциональна размаху крыла, поэтому

$$G_{фюз} = C_{фюз} l. \quad (56)$$

В табл. 9 приведены значения $C_{фюз} = \frac{G_{фюз}}{l}$ для различных планеров. На основе этой таблицы можно выбрать средние значения;

$C_{фюз} = 4$ — для одноместных планеров;

$C_{фюз} = 6$ — для двухместных планеров.

Улучшенная отделка поверхности фюзеляжа может привести к увеличению веса на величину

$$\Delta G_{отд} \approx 0,3 F_{ф} = 0,3 \cdot 0,74 l = 0,22 l.$$

Таблица 9

Весовые характеристики фюзеляжей планеров

Планеры	$G_{фюз.}$ кг	l м	$C_{фюз}$
Одноместные:			
„Рот-Фронт 5“	60,0	16,0	3,75
„Рот-Фронт 6“	69,5	16,0	4,34
ВИ-1	94,14	19,0	4,95
КИМ-1	46,0	14,0	3,28
РВ-1	68,1	16,8	4,05
„С. Орджоникидзе“	72,0	16,0	4,5
Двухместные:			
КИМ-2	134,0	19,5	6,87
„Стахановец“	121,0	20,2	6,0

3. Вес оперения

Вес оперения можно приблизительно считать пропорциональным его площади, которая, в свою очередь, пропорциональна площади крыла. Поэтому

$$G_{оп} = C_{оп} S. \quad (57)$$

Значения коэффициента $C_{оп} = \frac{G_{оп}}{S}$ приведены в табл. 10. Согласно этой таблице среднее значение $C_{оп} = 0,6$.

Таблица 10

Весовые характеристики оперения

Планер	S m^2	$G_{оп}$ кг	$C_{оп}$
„Рот-Фронт 5“	10,4	7,2	0,692
„Рот-Фронт 6“	12,0	6,5	0,542
ВИ-1	16,87	10,86	0,644
КИМ-1	12,0	7,0	0,584
РВ-1	16,5	9,3	0,564
Г-№ 7	12,8	9,1	0,71
КИМ-2	22,3	11,4	0,512
„Стахановец“	22,97	11,8	0,514

4. Полетный вес планера

Полный полетный вес планера

$$G = G_{кр} + G_{фюз} + G_{оп} + G_{нагр} + \sum \Delta G. \quad (58)$$

Подставляя в это выражение значения отдельных слагаемых, получим

$$G = \left[1 + C_1 n_A l \left(\frac{\lambda}{c} + 17 \right) \right] (C_{фюз} l + 0,6S + G_{нагр}) + \frac{Sl}{100c} + 2,9S + 5 + \Delta G_{инт} + \Delta G_{мех} + \Delta G_{отд}, \quad (59)$$

где $C_1 = \begin{cases} 0,85 \cdot 10^{-5} & \text{— для свободнонесущих крыльев;} \\ 0,7 \cdot 10^{-5} & \text{— для подкосных крыльев;} \end{cases}$

$C_{фюз} = \begin{cases} 4 & \text{— для одноместных планеров;} \\ 6 & \text{— для двухместных планеров;} \end{cases}$

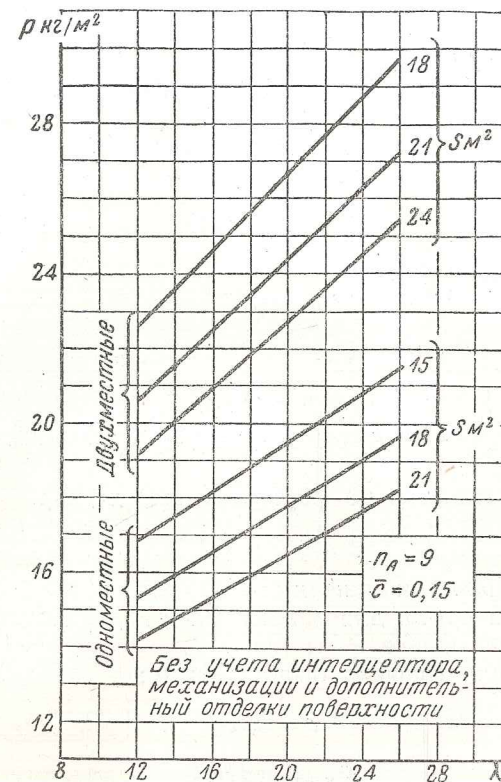
$G_{нагр}$ — вес экипажа, оборудования и снаряжения;

$\Delta G_{инт} = 0,4S$ — вес интерцепторов;

$\Delta G_{мех} = (1,5 \div 2)S$ — вес выдвижных закрылков;

$\Delta G_{отд} = 0,5S + 0,22l$ — вес дополнительной шпаклевки и окраски поверхности крыла и фюзеляжа.

На фиг. 18 показан график зависимости нагрузки на $1 m^2$ крыла от площади и удлинения крыла, построенный по выведенным выше формулам.



Фиг. 18. Зависимость нагрузки на $1 m^2$ от площади и удлинения крыла.

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ВЫСОТНОГО ПАРИТЕЛЯ

Все мировые рекорды высоты полета планера установлены при парении в фёновых (стоячих) волнах. В этих волнах горизонтальная составляющая скорости ветра достигает 20—30 м/сек и более, в то время как гребень волны остается неподвижным. Таким образом, движение воздуха в фёновой волне можно считать установившимся. Обычно планер удерживается против ветра несколько впереди гребня волны, т. е. в ее восходящей ветви. Если скорость полета планера равна скорости встречного ветра, то планер будет подниматься приблизительно по вертикали.

Увеличивая скорость полета, летчик может удаляться от гребня волны, а уменьшая скорость или изменяя направление полета — приближаться к гребню.

По мере увеличения высоты полета вертикальная составляющая скорости ветра W уменьшается. В то же время возрастает скорость снижения планера V_y . Максимально возможная высота полета (теоретический потолок) H_{\max} определяется условием

$$V_{y \min} = W. \quad (60)$$

Пользуясь выражением (9) и пренебрегая значением $\cos \theta$, найдем

$$\sqrt{\frac{2p}{\rho} \left(\frac{c_x}{\frac{3}{c_y^2}} \right)}_{\min} = W, \quad (61)$$

откуда

$$(V_y)_{H \max} = \frac{\sqrt{2p}}{W} \left(\frac{c_x}{\frac{3}{c_y^2}} \right)_{\min}. \quad (62)$$

Подсчитав значение $p_{H \max}$, нетрудно определить и H_{\max} по таблице стандартной атмосферы. Входящие сюда величины $p = \frac{G}{S}$

и $\left(\frac{c_x}{\frac{3}{c_y^2}} \right)_{\min}$ определяются по формулам (59) и (38).

На фиг. 19 приведен график зависимости потолка H_{\max} от удлинения и площади крыла для одноместных и двухместных планеров, имеющих профиль крыла Р-III или S-3.

При построении графика было принято:

$$\bar{c} = 0,15;$$

$$c_{y \max} = 1,45;$$

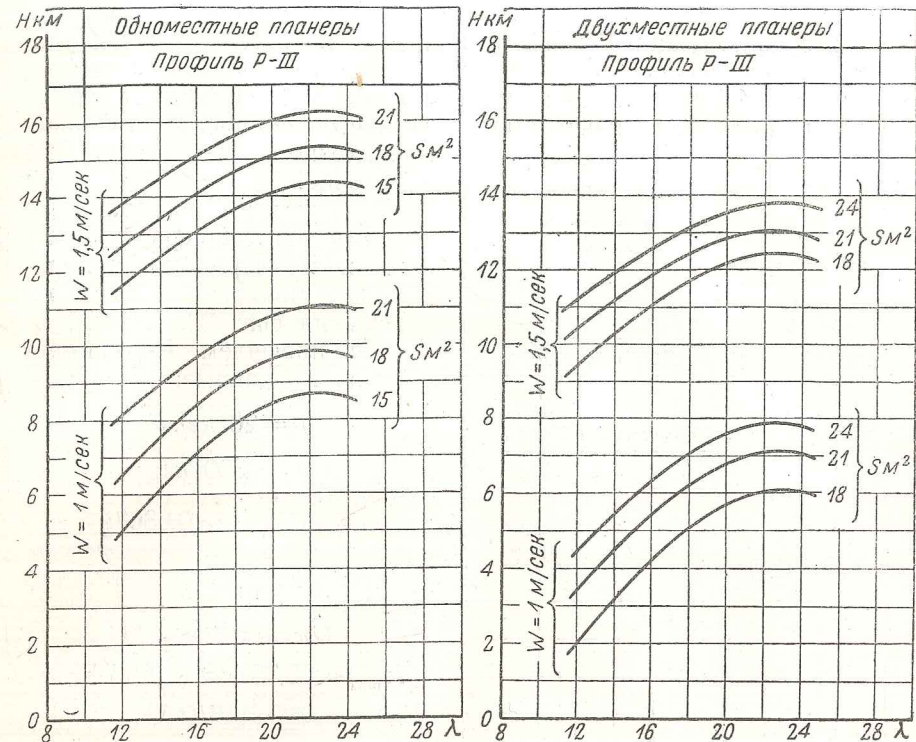
$$c_{y \text{ opt}} = 0,65.$$

Как видно, оптимальные значения удлинения крыла находятся в пределах $\lambda = 20 \div 25$. Практически выгоднее брать нижний предел, так как при уменьшении удлинения повышается жесткость крыла (уменьшаются прогибы и углы закручивания), а также повышается маневренность планера.

Увеличение площади крыла благоприятно отражается на высоте полета. Однако размах крыла при этом возрастает, а маневренность ухудшается. Имеются указания, что при большом размахе крыла выполнение разворотов на планере требует высокой техники пилотирования и большой осторожности. Поэтому высокие аэродинамические данные планера не могут быть полностью использованы. Повидимому, нецелесообразно делать размах свыше 20—22 м, что соответствует площади крыла $S = 20 \div 24 \text{ м}^2$ (при $\lambda = 20$).

Зависимость потолка планера от удельной нагрузки на крыло (при заданных λ и S) определяется непосредственно формулой (62): чем меньше p , тем больше значение H_{\max} .

Однако нельзя чрезмерно уменьшать удельную нагрузку на крыло. Для того чтобы летчик мог свободно маневрировать в стоячих волнах, поддерживая в то же время режим минимальной ско-



Фиг. 19. Зависимость потолка планера от удлинения и площади крыла.

рости снижения (экономический режим), необходимо выдержать условие

$$V_{\text{эк}} > W_{\text{гориз}}.$$

Пользуясь формулой (37), найдем

$$p > c_{y \text{ эк}} \frac{\rho W_{\text{гориз}}^2}{2}.$$

Если принять $W_{\text{гориз}} = 30 \text{ м/сек}$ на высоте 11 000 м, то при $c_{y \text{ эк}} \approx 1$ получим $p > 16,7 \text{ кг/м}^2$.

Большой интерес представляет применение ламинарных профилей для высотных планеров. Из рассмотренных выше профилей (см. фиг. 17) наиболее подходит профиль 65з—618, $\alpha = 0,5$ с высоко расположенным ламинарным участком поляры ($0,3 < c_{y \text{ лам.уч}} <$

$<1,18$). На фиг. 20 нанесены поляры планера с профилями Р-III и 65₃—618, $\alpha=0,5$. Сравнение их, несомненно, говорит о преимуществе последнего профиля.

Следует учесть, однако, что ламинарные профили требуют специальной конструкции, вес которой может значительно превосходить вес конструкции обычного типа. Для полного сравнения указанных двух профилей необходимо иметь весовые формулы конструкции планера с ламинарными профилями. Поскольку их не представляется возможным получить в настоящее время, то сравнение можно вести лишь ориентировочно.

В качестве примера рассмотрим два планера с одинаковыми геометрическими параметрами, поляры которых приведены на фиг. 20. Первый из них с профилем Р-III имеет следующие данные:

$$p = 20 \text{ кг/м}^2;$$

$$G = 300 \text{ кг};$$

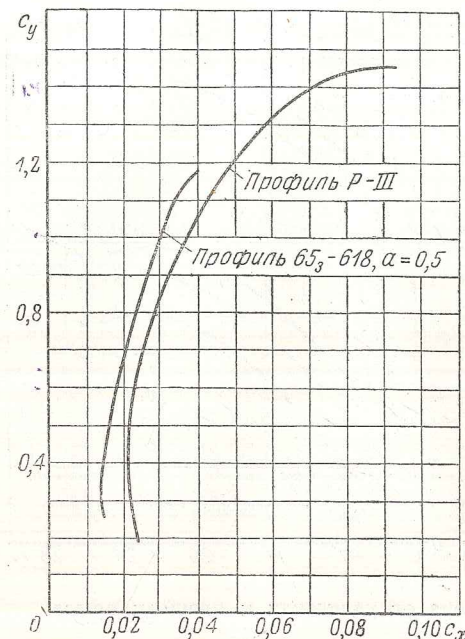
$$\left(\frac{c_x}{\frac{3}{2} c_y^2} \right)_{\min} = 0,0368;$$

$$G_{\text{пуст. пл}} = 190 \text{ кг};$$

$$H_{\max} = 13,75 \text{ км (при } W = 1,5 \text{ м/сек.)}$$

Второй планер с профилем 65₃—618, $\alpha=0,5$ имеет

$$\left(\frac{c_x}{\frac{3}{2} c_y^2} \right)_{\min} = 0,030.$$



Фиг. 20. Поляры планеров с различными профилями при $\lambda=20$.

Потолок второго планера при различных нагрузках на 1 м² крыла равен:

p в кг/м ²	20	22	24	26
$G_{\text{пуст. пл}}$ в кг	190	220	250	280
H_{\max} в м	16,4	15,75	15,2	14,7

Из этих данных видно, что даже при значительном утяжелении конструкции, по сравнению с первым планером (на 50%), постановка ламинарного профиля дает положительный эффект.

Применение механизации крыла для высотных парителей нецелесообразно, так как одновременно с некоторым повышением $\frac{c_y^{3/2}}{c_x \text{ под}}$ увеличивается нагрузка на 1 м² крыла.

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ДАЛЬНОГО ПАРИТЕЛЯ

1. Схема полета

Дальность полета зависит от атмосферных условий, искусства пилотирования и от аэродинамического качества самого планера.

Поскольку техника пилотирования, а также и реальные атмосферные условия, в которых происходят полеты на дальность, весьма сложны и разнообразны, необходимо при исследовании этого вопроса принять некоторую упрощенную схему полета.

1. Будем считать, что на всей дистанции полета имеется ряд восходящих потоков. Количество и интенсивность этих потоков таковы, что планеру не грозит опасность вынужденной посадки где-либо в середине дистанции.

На практике полет часто прекращается именно из-за того, что летчик, миновав один восходящий поток, не «дотягивает» планер до следующего потока. Мы не рассматриваем этот случай, считая, что время и место полета выбраны удачно.

2. В настоящее время отсутствуют подробные данные о фактической интенсивности восходящих потоков, их размерах, высоте действия, распределении скорости по их поперечнику и т. д. Поэтому примем ориентировочно, что все восходящие потоки на предполагаемой дистанции полета имеют некоторую среднюю вертикальную скорость W и некоторый средний радиус r . Точнее говоря, через r обозначим средний радиус спирали, которую может совершать планер в пределах восходящего потока. Скорость потока W будем считать постоянной по его радиусу.

3. Будем считать, что нисходящие потоки отсутствуют, хотя и очевидно, что если есть восходящие потоки, то должны быть и нисходящие. Введя такое допущение, мы предполагаем, что опытный летчик легко обнаруживает нисходящие потоки и обходит их или пересекает с большой скоростью.

4. Технику пилотирования будем считать идеальной. Попадая в восходящий поток, планер набирает высоту по спирали радиуса r . Если имеется механизация крыла, например, закрылки, то во время набора высоты они должны быть отклонены. При этом летчик поддерживает такой режим полета ($c_{y \text{ под}}$ и соответствующий ему $c_{x \text{ под}}$), при котором скороподъемность максимальна. Затем происходит планирование от одного восходящего потока до другого. На этом участке летчик убирает закрылки и поддерживает уже другой режим полета, характеризующийся величинами $V_{\text{пл}}$, $c_{y \text{ пл}}$ и $c_{x \text{ пл}}$.

Ниже будет показано, что оптимальный режим планирования не совпадает с режимом наибольшего качества.

Такова схема полета на дальность, принятая в дальнейших рассуждениях¹.

2. Вывод расчетных формул

Расстояние, пройденное планером, равно произведению продолжительности полета на среднюю скорость по дистанции

$$L = tV_{\text{ср}}. \quad (63)$$

Продолжительность полета t складывается из времени, затраченного на подъем и планирование

$$t = t_{\text{под}} + t_{\text{пл}}. \quad (64)$$

Величина t ограничена и не зависит ни от летчика, ни от планера. Это объясняется тем обстоятельством, что восходящие потоки, необходимые для парения, существуют лишь в жаркое время дня, в среднем в течение 8—10 час. в сутки.

Следовательно, дальность полета определяется величиной средней скорости $V_{\text{ср}}$. Чем быстрее будет лететь планер, тем больший путь он пройдет за эти 8—10 час.

Исходя из этого, удобнее исследовать не дальность, а среднюю скорость полета планера, с тем чтобы установить, какие факторы и в какой степени на неё влияют.

Рассмотрим два случая полета.

Начальная высота равна конечной высоте

$$(H_{\text{нач}} = H_{\text{конеч}})$$

Напишем выражение средней скорости

$$V_{\text{ср}} = \frac{L}{t} = \frac{V_{\text{пл}} t_{\text{пл}}}{t_{\text{пл}} + t_{\text{под}}} + W_{\text{гориз}}. \quad (65)$$

Здесь $W_{\text{гориз}}$ — скорость попутного (горизонтального) ветра.

Согласно условию $H_{\text{нач}} = H_{\text{конеч}}$. Поэтому высота H , набранная за все время полета, будет равна высоте, потерянной на планировании

$$H = \frac{V_{\text{пл}} t_{\text{пл}}}{K_{\text{пл}}} = \frac{c_{x \text{ пл}}}{c_{y \text{ пл}}} V_{\text{пл}} t_{\text{пл}}. \quad (66)$$

Отсюда время, затраченное на набор высоты, можно выразить в виде

$$t_{\text{под}} = \frac{H}{V_{y \text{ под}}} = \frac{c_{x \text{ пл}}}{c_{y \text{ пл}}} \frac{V_{\text{пл}} t_{\text{пл}}}{V_{y \text{ под}}}. \quad (67)$$

¹ Почти аналогичную схему полета применил в своей работе Н. Н. Фадеев.

Подставив это выражение в равенство (65), а также учитывая, что

$$V_{\text{пл}} = \sqrt{\frac{2p}{\rho c_{y \text{ пл}}}},$$

получим после некоторых преобразований

$$V_{\text{ср}} = \frac{1}{\sqrt{\frac{\rho c_{y \text{ пл}}}{2p} + \frac{c_{x \text{ пл}}}{c_{y \text{ пл}}} \frac{1}{V_{y \text{ под}}}}} + W_{\text{гориз}}. \quad (68)$$

Входящая в последнюю формулу величина $V_{y \text{ под}}$ была нами ранее получена [см. выражения (6) и (10)].

$$V_{y \text{ под}} = W - V_y = W - \sqrt{\frac{2p}{\rho} \frac{c_{x \text{ под}}}{c_{y \text{ под}}^2} \left[1 - \left(\frac{2p}{g \rho c_{y \text{ под}}} \right)^2 \right]^{\frac{3}{4}}}. \quad (69)$$

Начальная высота равна конечной высоте плюс 1% дальности полета

$$(H_{\text{нач}} = H_{\text{конеч}} + 0,01L)$$

Согласно правилам ФАИ, потеря высоты между точкой отцепки и точкой посадки может доходить до 1% пройденного расстояния*. В том случае, когда такая потеря высоты будет более 1000 м, зарегистрированной дальностью считается фактически пройденное расстояние за вычетом потери высоты сверх 1000 м в 25-кратном размере.

Например, при предполагаемой дальности 800 км мы можем забуксировать планер на высоту 8 км и там отцепить его. За счет этого будет получен дополнительно пройденный путь.

$$\Delta L_1 = 8K_{\text{мах}} \left(1 + \frac{W_{\text{гориз}}}{V_{\text{нв}}} \right)^{**},$$

но зато из общей дальности будет вычтено расстояние

$$\Delta L_2 = (8-1)25 = 175 \text{ км}.$$

Отсюда видно, что при высоком качестве планера и особенно при наличии попутного ветра предварительный набор высоты весьма выгоден с точки зрения дальности полета. Разумеется, полет должен в этом случае начинаться раньше, с тем чтобы к моменту появления сильных восходящих потоков планер уже снизился примерно до уровня земли и дальше летел так же, как и в предыдущем случае.

* Если потеря высоты превышает 1% пройденного расстояния, то результат не засчитывается.

** Здесь предполагается, что планирование с высоты 8 км происходит на режиме $K_{\text{мах}}$, хотя при наличии попутного ветра выгоднее планировать на меньшей скорости.

Полное время полета будет равно

$$t = t_{\text{пл}} + t_{\text{под}} + \frac{L}{100} \frac{K_{\text{max}}}{V_{\text{нв}}}. \quad (70)$$

Здесь сумма $t_{\text{пл}} + t_{\text{под}}$, как и раньше, равна продолжительности действия восходящих потоков, а величина $\frac{L}{100} \frac{K_{\text{max}}}{V_{\text{нв}}}$ есть не что иное, как время планирования с высоты $\frac{L}{100}$.

Выразим фактически пройденное планером расстояние

$$L = V_{\text{пл}} t_{\text{пл}} + \frac{L}{100} K_{\text{max}} + W_{\text{гориз}} \left(t_{\text{пл}} + t_{\text{под}} + \frac{L}{100} \frac{K_{\text{max}}}{V_{\text{нв}}} \right). \quad (71)$$

Решая это уравнение относительно L , найдем

$$L = \frac{V_{\text{пл}} t_{\text{пл}} + W_{\text{гориз}} (t_{\text{пл}} + t_{\text{под}})}{1 - \frac{K_{\text{max}}}{100} \left(1 + \frac{W_{\text{гориз}}}{V_{\text{нв}}} \right)}. \quad (72)$$

Числитель этого выражения есть не что иное, как

$$V_{\text{ср}} (t_{\text{пл}} + t_{\text{под}})^1.$$

Тогда

$$L = \frac{V_{\text{ср}} (t_{\text{пл}} + t_{\text{под}})}{1 - \frac{K_{\text{max}}}{100} \left(1 + \frac{W_{\text{гориз}}}{V_{\text{нв}}} \right)}. \quad (73)$$

Регистрируемая дальность полета равна

$$L' = L - \left(\frac{L}{100} - 1 \right) 25 \approx \frac{3}{4} L. \quad (74)$$

Назовем приведенной средней скоростью $V'_{\text{ср}}$ отношение регистрируемой дальности L' к времени действия восходящих потоков.

$$V'_{\text{ср}} = \frac{L'}{t_{\text{пл}} + t_{\text{под}}}. \quad (75)$$

Легко видеть, что эта величина в рассматриваемом случае полета играет ту же роль, что и величина $V_{\text{ср}}$ в предыдущем случае: регистрируемая дальность полета зависит только от значения $V'_{\text{ср}}$.

Подставляя значение L' из уравнений (73) и (74) в равенство (75), найдем

$$V'_{\text{ср}} = \frac{3}{4} \frac{100}{100 - K_{\text{max}} \left(1 + \frac{W_{\text{гориз}}}{V_{\text{нв}}} \right)} V_{\text{ср}}. \quad (76)$$

¹ См. уравнение (65).

Значения $V_{\text{ср}}$ подсчитываются по формуле (68), а значения $V_{\text{нв}}$ — по формуле

$$V_{\text{нв}} = \sqrt{\frac{2p}{\rho c_{y \text{ нв}}}}.$$

Полученные выражения $V_{\text{ср}}$ и $V'_{\text{ср}}$ позволяют выявить основные факторы, влияющие на дальность полета планера:

1) атмосферные условия (W , r и $W_{\text{гориз}}$). Интересно отметить, что в первом случае при $H_{\text{нач}} = H_{\text{конеч}}$ горизонтальный ветер не влияет на выбор параметров планера, а во втором случае, когда $H_{\text{нач}} = H_{\text{конеч}} + \frac{L}{100}$, — существенно влияет;

2) режимы полета ($c_{y \text{ под}}$, $c_{y \text{ пл}}$). Выдерживание оптимальных режимов зависит от техники пилотирования;

3) нагрузку на 1 м² крыла;

4) аэродинамические характеристики планера ($c_{y \text{ под}}$, $c_{x \text{ под}}$, $c_{x \text{ пл}}$, K_{max}). Эти характеристики определяются, в основном, площадью и удлинением крыла, а также набором профилей и типом механизации.

3. Влияние различных факторов на дальность полета

Влияние режимов полета

Как уже указывалось, набор высоты по спирали выгодно совершать с отклоненными закрылками. Из выражения (69) можно определить режим наибольшей скороподъемности т. е. значение $c_{y \text{ под}}$, при котором скорость подъема планера $V_{y \text{ под}}$ будет максимальной. При $r = \infty$ это будет экономический режим (по полярке планера с отклоненным закрылком). По мере уменьшения радиуса спирали оптимальное значение $c_{y \text{ под}}$ увеличивается, приближаясь к $c_{y \text{ max}}$.

Так, например, для планера, поляры которого приведены на фиг. 16, оптимальные значения $c_{y \text{ под}}$ равны:

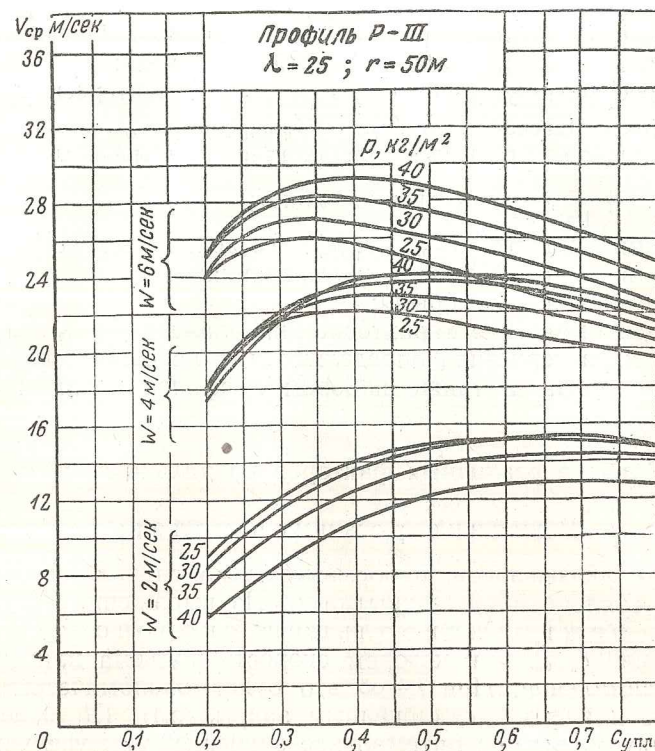
r в м	∞	100	50
$c_{y \text{ под opt}}$	1,7	1,8	2,0

В дальнейшем мы всюду будем предполагать, что набор высоты производится на режиме наибольшей скороподъемности при выдвинутых и отклоненных закрылках.

Планирование от одного восходящего потока к другому следует совершать на таком режиме, при котором средняя скорость планера $V_{\text{ср}}$ будет наибольшей. Назовем этот режим полета скоростным режимом. Его можно определить, построив график $V_{\text{ср}} = f(c_{y \text{ пл}})$ по формуле (68). На фиг. 21 приведен подобный график для пла-

нера с профилем Р-III и удлинением крыла $\lambda=25$. Радиус спирали принят равным $r=50$ м.

Из фиг. 21 видно, что оптимальный режим планирования (скоростной режим) при увеличении скорости восходящего потока все



Фиг. 21.

больше и больше удаляется от наивыгоднейшего режима ($c_{у\text{нв}} = 0,825$):

W в м/сек	2	4	6
$c_{у\text{пл. опт}}$	0,7	0,5	0,4

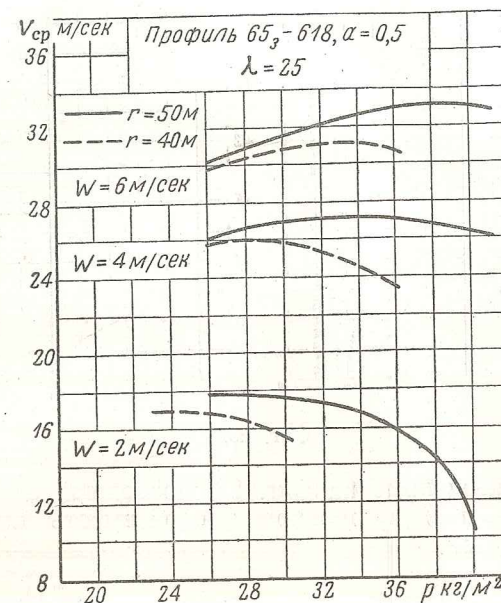
Таким образом, для получения наибольшей дальности надо планировать не на режиме K_{max} , а на гораздо меньших значениях $c_{у\text{пл}}$. Правда, угол снижения при этом возрастет; увеличивается и время, необходимое на набор высоты после планирования. Но зато эта потеря времени с избытком компенсируется экономией времени на участке планирования вследствие большей скорости $V_{\text{пл}}$. В итоге средняя скорость, а значит и дальность полета планера, увеличится.

Для дальнейших рассуждений предположим, что набор совершается на режиме наибольшей скороподъемности, а планирование — на скоростном режиме.

Влияние атмосферных условий

На фиг. 22 приведен график зависимости $V_{\text{ср}} = f(p, W, r)$ для планера с профилем крыла 65з-618, $\alpha=0,5$ и удлинением $\lambda=25$.

По этому графику можно оценить влияние скорости восходящих потоков W и их радиуса r на дальность полета. С увеличением W

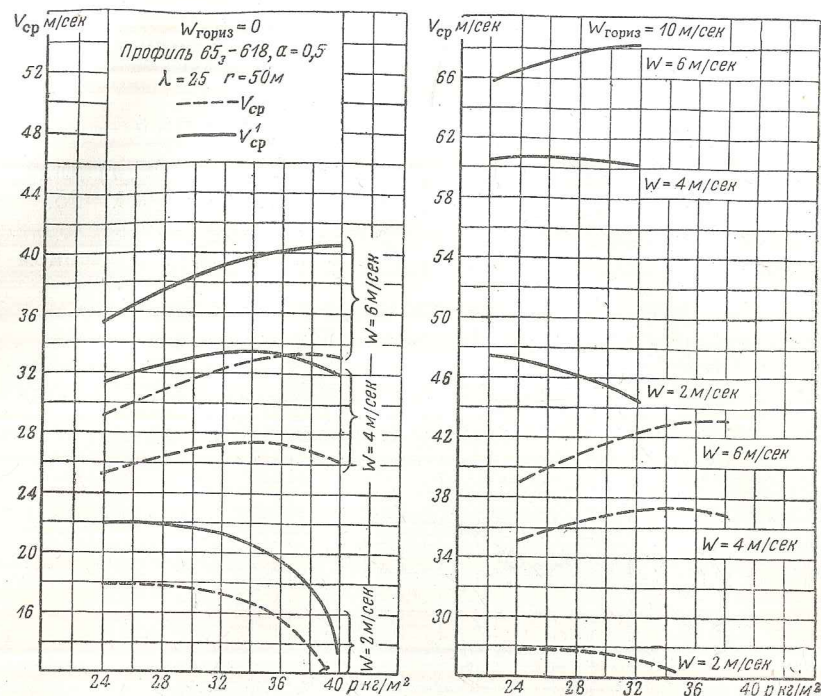


Фиг. 22.

и r значение $V_{\text{ср}}$ резко возрастает, особенно при больших нагрузках на 1 м^2 крыла.

Влияние скорости попутного ветра на величину $V_{\text{ср}}$ видно из формулы (68). Из этой формулы видно, что при наличии попутного ветра значение $W_{\text{гориз}}$ складывается со средней скоростью планера.

Значительно сильнее влияет попутный ветер на величину $V'_{\text{ср}}$ (фиг. 23). Это объясняется тем, что в случае предварительного набора высоты продолжительность полета возрастает на величину $\Delta t = \frac{L}{100} \frac{K_{\text{max}}}{V_{\text{нв}}}$ из-за наличия начального участка дистанции (планирование с высоты $\frac{L}{100}$ до уровня земли). Влияние попутного ветра особенно заметно при малых нагрузках на 1 м^2 крыла, когда скорость $V_{\text{нв}}$ мала.



Фиг. 23.

Графики, приведенные на фиг. 23, позволяют сделать вывод о целесообразности предварительного набора высоты, особенно в случае попутного ветра.

Влияние параметров планера

Для конструктора очень важно выяснить влияние основных геометрических и весовых параметров планера на дальность полета с тем, чтобы более обоснованно выбирать эти параметры при проектировании.

Увеличение удлинения крыла приводит к падению его индуктивного сопротивления. В связи с этим возрастает качество на скоростном режиме и отношение $\frac{c_{y\text{ под}}^{3/2}}{c_{x\text{ под}}}$ на режиме наибольшей скороподъемности. Кроме того, растет и оптимальное значение $c_{y\text{ под}}$. Все это благоприятно отражается на величине средней скорости планера (фиг. 24).

Однако постройка крыльев большого удлинения сопряжена со значительными конструктивными трудностями. При этом сильно возрастают прогибы и углы закручивания крыла, уменьшается эффективность элеронов, растет вес конструкции. С другой стороны, и нет особого смысла в чрезмерном увеличении удлинения. Из

фиг. 24 видно, что переход от $\lambda=20$ к $\lambda=25$ дает значительно больший эффект, чем переход от $\lambda=25$ к $\lambda=30$.

На основании всего сказанного можно рекомендовать удлинение крыла в пределах 20—25. Нижний предел относится к конструкции крыла обычного типа (деревянный каркас, обшивка носка из фанеры, остальная поверхность обтянута полотном), а верхний — к конструкции с повышенной жесткостью (крыло слойчатой конструкции или металлическое крыло с толстой обшивкой).

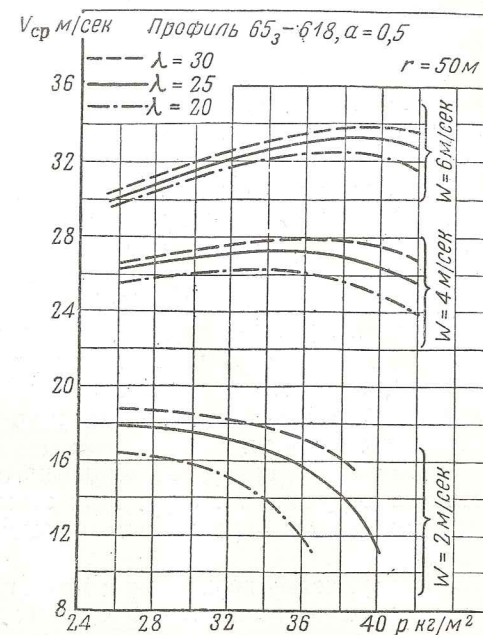
Графики, приведенные на фиг. 24, позволяют также судить о влиянии нагрузки на 1 м² крыла на дальность полета. Для данных атмосферных условий существует некоторая оптимальная нагрузка на крыло, при которой средняя скорость планера получается наибольшей. Так, например, для планера с профилем крыла 653—618, $\alpha=0,5$ и удлинением $\lambda=25$ имеем

W в м/сек	2	4	6
$p_{\text{опт}}$ в кг/м²	26	34	39

Иногда считают, что чем легче планер, тем лучше его летные характеристики. Это совершенно правильно по отношению к высотным парителям, но неправильно по отношению к дальним парителям. В самом деле, легкий планер быстро набирает высоту в восходящих потоках, но зато медленно планирует от одного восходящего потока к другому. Средняя скорость его будет мала.

Слишком тяжелый планер обладает малой скороподъемностью. В результате этого большая часть времени полета будет затрачена на набор высоты и лишь небольшая доля времени останется на поступательное движение. В этом случае средняя скорость также будет невелика.

Таким образом, существует некоторый оптимальный вес планера, зависящий от атмосферных условий.



Фиг. 24.

Отсюда напрашивается вывод о целесообразности применения балласта для регулировки полетного веса планера. В качестве балласта проще всего использовать бак с водой, расположенный вблизи центра тяжести. Пользуясь прогнозом погоды, можно ориентировочно определить атмосферные условия на предполагаемой трассе полета.

В зависимости от этих условий можно выбрать (например, по фиг. 24) оптимальный вес планера и обеспечить его путем заливки определенного количества воды в бак. Если атмосферные условия на трассе полета определены правильно, то планер все время должен лететь с балластом. Если же летчик убеждается в том, что атмосферные условия хуже предполагаемых (слабые восходящие потоки), то он может частично или полностью слить воду в полете. Конечно, правильность выбора веса балласта в конкретных условиях зависит от опыта летчика и от наличия подробных метеорологических данных.

Диапазон регулировки полетного веса будет тем шире, чем легче конструкция планера. При этом, естественно, прочность планера должна быть рассчитана исходя из максимального полетного веса.

Здесь уместно вернуться к одному из допущений, сделанных в начале данной главы. Мы предположили, что количество и интенсивность восходящих потоков достаточны для того, чтобы планеру не грозила опасность вынужденной посадки где-либо в середине дистанции. На практике могут быть случаи, когда это допущение неверно. Пусть, например, восходящие потоки находятся далеко друг от друга. Тогда планер должен в каждом потоке набирать как можно большую высоту, чтобы «дотянуть» до следующего потока. Но в верхней части восходящих потоков скорость W падает. Значит, главным требованием к планеру становится требование минимальной скорости снижения, а также максимального качества. Это обеспечивается:

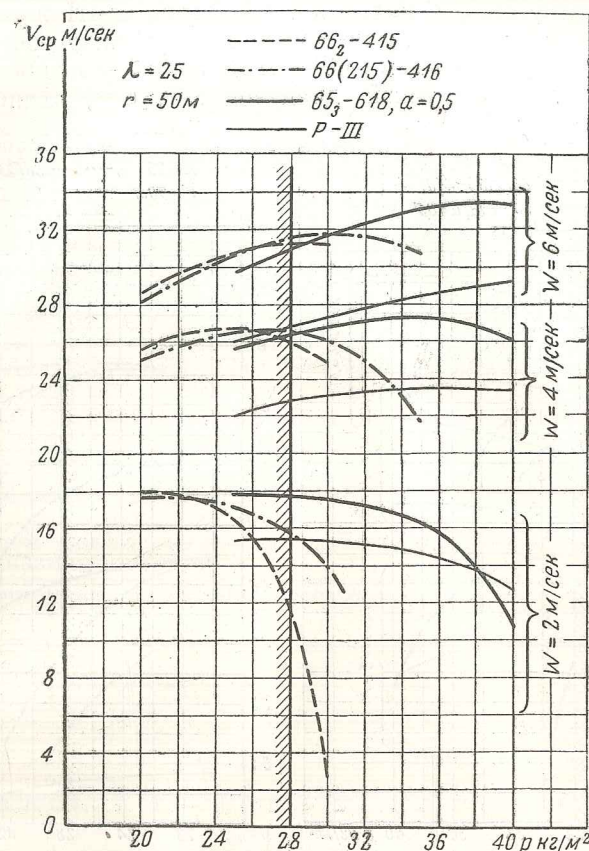
- механизацией крыла;
- большим удлинением (порядка 20—25);
- ламинарными профилями;
- малой нагрузкой на 1 м² крыла.

Из этих четырех требований первые три не противоречат проведенному анализу. И только четвертое требование не совпадает с полученным выше выводом об оптимальных нагрузках на 1 м² крыла. Единственным способом для устранения этого противоречия является применение балласта: при хороших атмосферных условиях планер летит с балластом, а в случае угрозы вынужденной посадки балласт сбрасывается.

Вопрос о выборе нагрузки на крыло (или диапазона нагрузок) тесно связан с выбором профиля крыла. На фиг. 25, 26 и 27 нанесены кривые $V_{cp} = f(p)$ и $V'_{cp} = f(p)$ для планеров с различными профилями:

- ламинарный профиль 66₂—415 ($\bar{c} = 15\%$);
- ламинарный профиль 66(215)—416 ($\bar{c} = 16\%$);

ламинарный профиль 65₃—618, $\alpha = 0,5$ ($\bar{c} = 18\%$);
неламинарный профиль P-III ($\bar{c} = 15\%$).



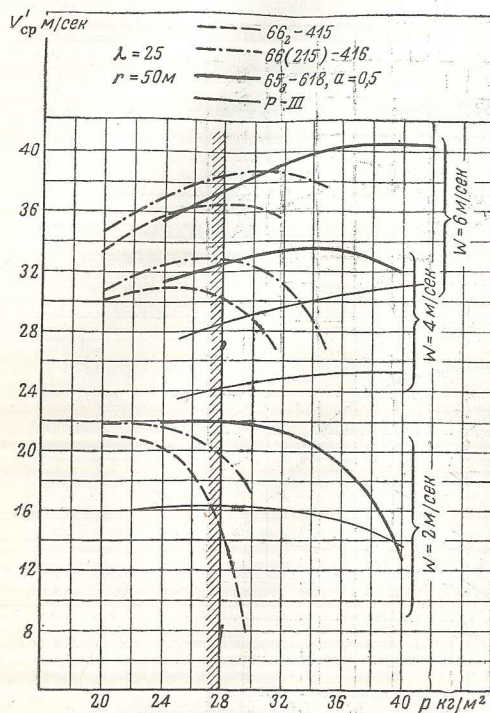
Фиг. 25. Зависимость $V_{cp} = f(p)$ при $H_{нач} = H_{конеч}$.

Все планеры имеют механизацию крыла в виде выдвижных закрылков.

Как видно, каждому профилю соответствует свой диапазон оптимальных нагрузок на крыло:

Профиль	p_{opt} (фиг. 25 и 26)	p_{opt} (фиг. 27)
66 ₂ —415	21—29	17—25
66(215)—416	22—30	19—27
65 ₃ —618, $\alpha = 0,5$	25—40	22—36
P-III	28—45	25—42

Практически такой широкий диапазон нагрузок трудно осуществить с помощью балласта. Однако его можно без большого ущерба сузить, учитывая пологий характер кривых вблизи их максимумов. Так, например, у планера с профилем Р-III вполне достаточно регулировать нагрузку на крыло в пределах $p=30-38 \text{ кг/м}^2$, а у планера с профилем 65_з-618, $a=0,5$ — в пределах $p=28-36 \text{ кг/м}^2$. Имея такой диапазон нагрузок, планеры будут



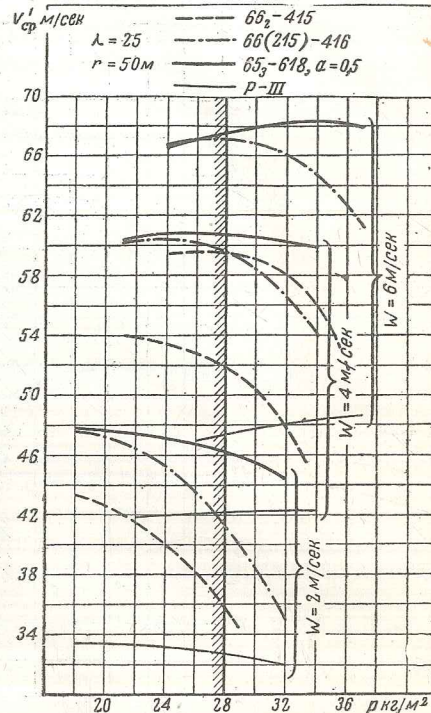
Фиг. 26. Зависимость $V'_{cp} = f(p)$ при $H_{нач} = H_{конеч} + \frac{L}{100}$ и $W_{гориз} = 0$.

показывать хорошие результаты и при слабых восходящих потоках ($W=2 \text{ м/сек}$), и при сильных восходящих потоках ($W=6 \text{ м/сек}$) в обоих рассмотренных случаях

$$H_{нач} = H_{конеч} \quad \text{и} \quad H_{нач} = H_{конеч} + \frac{L}{100}.$$

Графики, приведенные на фиг. 25, 26 и 27, дают наглядное представление о сравнительных достоинствах и недостатках различных профилей крыла. При рассмотрении этих графиков надо принимать во внимание только их правую область, соответствующую значениям

$$p \geq 28 \text{ кг/м}^2.$$



Фиг. 27. Зависимость $V'_{cp} = f(p)$ при $H_{нач} = H_{конеч} + \frac{L}{100}$ и $W_{гориз} = 10 \text{ м/сек}$.

В самом деле, приняв $\bar{c}=0,15$; $S=13 \text{ м}^2$ и $\lambda=25$, найдем по формуле (59) с учетом интерцептора и механизации крыла

$$p=24,5 \text{ кг/м}^2.$$

Обеспечение ламинарных обводов крыла и оперения приводит к утяжелению конструкции не менее чем на $3-4 \text{ кг/м}^2$. Таким образом, минимально возможная нагрузка на крыло для рассматриваемых планеров равна приблизительно $p=28 \text{ кг/м}^2$.

Рассматривая область правее $p=28 \text{ кг/м}^2$, можно прийти к следующим выводам:

1) из трех ламинарных профилей лучшим является 18⁰/₀-ный профиль 65_з-618, $a=0,5$;

2) применение ламинарных профилей крыла и оперения дает значительный выигрыш в дальности полета.

В заключение приведем результаты расчета средней скорости для планера А-9 (табл. 11). В расчете принимались следующие данные:

$$\begin{aligned} \lambda &= 20; \\ p &= 27,5 \text{ кг/м}^2; \\ S &= 13,5 \text{ м}^2; \end{aligned}$$

Профиль Р-III.

Механизация отсутствует.

Средний радиус спирали $r=50 \text{ м}$.

Таблица 11

W в м/сек		2	4	6
Средняя скорость V'_{cp} в м/сек	$W_{гориз}=0$	10,8	20	24,2
	$W_{гориз}=5 \text{ м/сек}$	15,8	25	29,2
Дальность за 8 час. полета L в км	$W_{гориз}=0$	310	575	695
	$W_{гориз}=5 \text{ м/сек}$	455	720	840

Известно, что на планере А-9 в 1951 и 1952 гг. были показаны следующие результаты:

1) дальность полета с посадкой в заранее намеченный пункт 636 км;

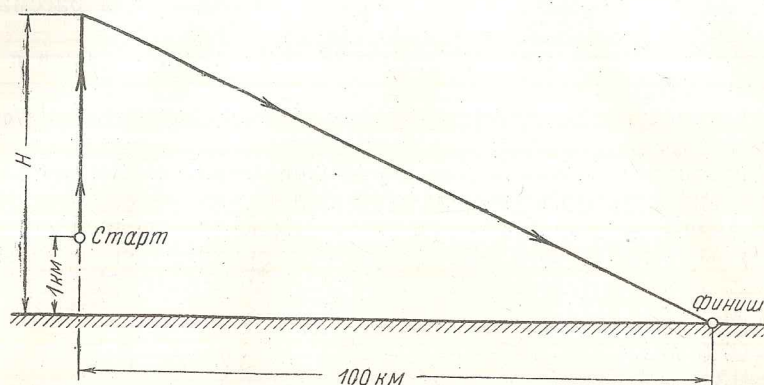
2) скорость полета по 100-километровому треугольнику 77 км/час (21,4 м/сек.).

Если сравнить эти результаты с данными табл. 11 (учитывая при этом, что на первый результат мог повлиять попутный ветер), то можно прийти к выводу о том, что средняя скорость восходящих потоков составляла, повидимому, $3-4 \text{ м/сек}$.

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ СКОРОСТНОГО ПАРИТЕЛЯ

Метод исследования скорости полета ничем не отличается от метода исследования дальности.

Условная схема полета по 100-километровому треугольнику показана на фиг. 28.



Фиг. 28. Схема полета по 100-километровому треугольнику.

Средняя скорость полета равна

$$V''_{\text{ср}} = \frac{100}{t_{\text{пл}} + t_{\text{под}}}, \quad (77)$$

где

$$t_{\text{пл}} = \frac{100}{V_{\text{пл}}} = 100 \sqrt{\frac{\rho c_{y \text{ пл}}}{2p}}; \quad (78)$$

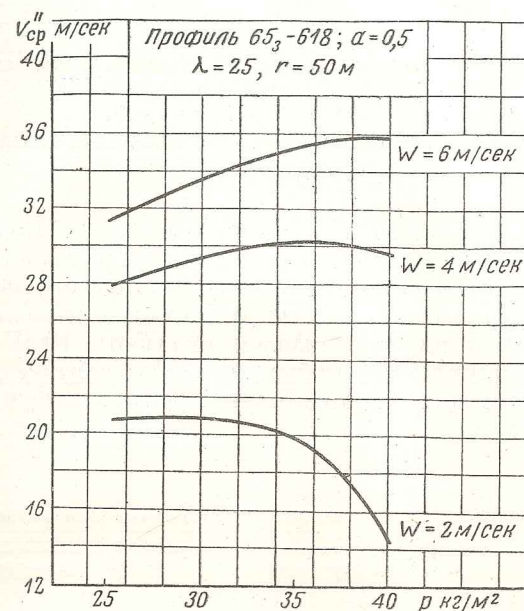
$$t_{\text{под}} = \frac{H-1}{V_{y \text{ под}}} = \frac{\frac{100 c_{x \text{ пл}}}{c_{y \text{ пл}}} - 1}{V_{y \text{ под}}}. \quad (79)$$

Отсюда находим

$$V''_{\text{ср}} = \frac{1}{\sqrt{\frac{\rho c_{y \text{ пл}}}{2p}} + \left(\frac{c_{x \text{ пл}}}{c_{y \text{ пл}}} - \frac{1}{100} \right) \frac{1}{V_{y \text{ под}}}}. \quad (80)$$

Полученная формула мало отличается от формулы (68). Поэтому анализ ее следует вести в том же порядке. Основные выводы о влиянии атмосферных условий, техники пилотирования, об оптимальных значениях удлинения, нагрузки на 1 м^2 крыла, о выборе профиля крыла остаются в силе. В качестве примера приведем график зависимости $V''_{\text{ср}} = f(p, W)$ для планера с профилем крыла

65_з—618, $a=0,5$, удлинением $\lambda=25$ и механизацией в виде выдвижных закрылков (фиг. 29). По этому графику можно выбрать диапазон нагрузок на крыло.



Фиг. 29.

ВЫВОДЫ И РЕКОМЕНДАЦИИ

1. Для высотных парителей рекомендуется выбирать удлинение крыла порядка 20 и площадь крыла порядка $20-24 \text{ м}^2$. Рекомендуемый профиль крыла — Р-III, а из ламинарных профилей 65_з—618, $a=0,5$. Повидимому, ламинарные профили дают некоторый выигрыш в высоте полета. Механизацию крыла для высотных планеров применять не рекомендуется. Конструкция планера должна быть возможно более легкой.

2. Для дальних и скоростных парителей рекомендуется удлинение $\lambda=20$ при обычной конструкции крыла и $\lambda=25$ при конструкции с повышенной жесткостью (например, крыло слойчатой конструкции или металлическое крыло с толстой обшивкой). Из неламинарных профилей рекомендуется профиль Р-III, из ламинарных — 65_з—618, $a=0,5$. Применение ламинарных профилей дает значительный выигрыш в дальности и скорости полета. Рекомендуется применять механизацию крыла (выдвижные закрылки с хордой $b_z=0,3$ и углом отклонения $\delta_z=20^\circ$).

Нагрузка на 1 м^2 крыла должна выбираться по фиг. 25, 26, 27 и 29. Выгодно применять балласт (баки с водой), чтобы иметь возможность изменять нагрузку на 1 м^2 крыла перед вылетом в

зависимости от ожидаемых атмосферных условий. Для увеличения диапазона регулировки нагрузки на крыло конструкция планера должна быть возможно более совершенной в весовом отношении.

3. Для получения наибольшей дальности и средней скорости полета следует планировать от одного восходящего потока к другому не на наивыгоднейшем режиме, а на скоростном режиме, характеризующемся гораздо меньшими значениями c_y . Если принять среднюю скорость восходящих потоков $W=3-4$ м/сек, то скоростной режим планирования будет определяться значениями

$$c_y = 0,4 \div 0,6.$$

4. Дальность полета можно значительно повысить, если производить отцепку планера от буксировщика на большой высоте (но не более 10% от ожидаемой дальности). В этом случае полет надо начинать рано утром с таким расчетом, чтобы к моменту появления восходящих потоков планер снизился до высоты 1000—1500 м.

Такой предварительный набор высоты особенно выгоден при наличии попутного ветра. В этом случае рекомендуется производить полет без балласта.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Принятые обозначения	3
Предисловие	5
Основные уравнения полета планера	7
Аэродинамические характеристики планера	9
1. Приближенный расчет поляры	9
2. Зависимость аэродинамических характеристик от параметров планера	15
3. Ламинарные профили	19
4. Механизация крыла	24
Весовые характеристики планера	27
1. Вес крыла	27
2. Вес фюзеляжа	33
3. Вес оперения	33
4. Полетный вес планера	34
Выбор параметров высотного парителя	35
Выбор параметров дальнего парителя	39
1. Схема полета	39
2. Вывод расчетных формул	40
3. Влияние различных факторов на дальность полета	43
Выбор параметров скоростного парителя	52
Выводы и рекомендации	53