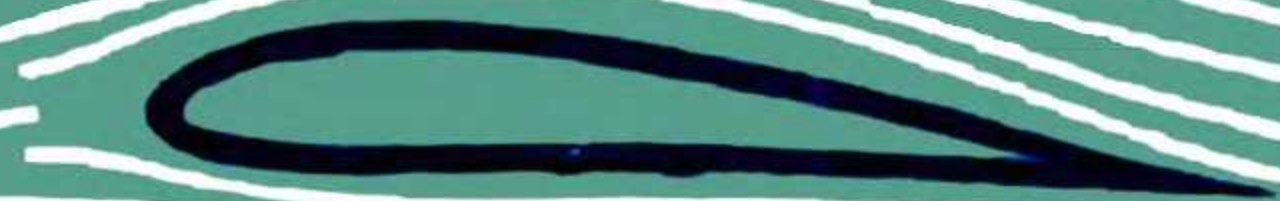


ХОРСТ ШУЛЬЦЕ



Аэродинамика и летающая модель

Хорст Шульце

**АЭРОДИНАМИКА
И
ЛЕТАЮЩАЯ МОДЕЛЬ**

*Перевод с немецкого
Л. В. Мурычева*

ИЗДАТЕЛЬСТВО ДОСААФ

Москва — 1959

Horst Schulze

**Die Aerodynamik
und das Flugmodell**

**Verlag sport und technik:
1956**

ОТ ПЕРЕВОДЧИКА

Книга Хорста Шульца интересна не только авиа-моделистам, строящим модели планеров, но и другим авиамоделистам, желающим познакомиться с аэродинамическим расчетом режимов планирования, которые важны для всех типов свободнолетающих моделей. Методика расчета изложена автором в простой и доступной форме.

Автор говорит о необходимости систематических научных исследований в области аэродинамики летающих моделей. Если правильно подходить к проектированию модели, то можно с достаточной гарантией рассчитать летные данные и получить высокие показатели не как результат огромного опыта или случайности, а как результат грамотного расчета на основании научных данных.

При переводе немецкие обозначения основных геометрических и аэродинамических величин заменены на принятые в отечественной авиационной литературе.

Л. В. Мурычев

ВВЕДЕНИЕ

Авиамodelьные соревнования, проведенные в последние годы, показали, что в классе моделей планеров типа А-2 есть отдельные очень хорошие результаты, но большинство показателей неудовлетворительны. Большая часть хороших результатов принадлежит опытным авиамodelистам, которые из года в год улучшают показатели первенств. Некоторые молодые модельеры перенимают их опыт. Но следует, к сожалению, отметить, что большинство опытных авиамodelистов почти не передает опыт за рамки своего коллектива. Многие молодые модельеры не растут, не квалифицируются.

Важнейшим рычагом для улучшения результатов полетов наших моделей является широкое использование научных знаний. Опыт и данные исследований, собранные в течение многих лет, дадут возможность сделать соответствующие выводы для дальнейших работ. Основательное овладение научными закономерностями позволит конструкторам летающих моделей еще до постройки модели определить летные характеристики и качество полета модели. Если рассчитанные данные будут неудовлетворительны, то конструктор сможет внести в проект соответствующие изменения, чтобы получить лучшие летные характеристики.

Опытные авиамodelисты утверждают очень часто, что добиться хорошего полета модели можно только опытом и чутьем. Однако мы считаем, что действительно воздействовать на результаты полетов можно лишь тогда, когда опыт и теория применяются совместно.

В этой книге рассказывается об опыте применения теории к модели класса А-2. Она рассчитана на широкий круг авиамodelистов и в первую очередь тех авиа-

моделистов, которые хотят получить хорошие результаты закономерно, а не как следствие счастливой случайности, которые интересуются аэродинамикой, чтобы в будущем стать хорошими авиационными конструкторами.

Аэродинамика или аэромеханика применима к летательным аппаратам любых размеров, в том числе и к моделям планеров типа А-2. Нам кажется возможным производить аэродинамический расчет модели планера класса А-2 точно так же, как и современных больших планеров.

В приводимых расчетах некоторые формулы даются готовыми, так как их вывод не входит в задачи настоящей книги.

ПРОЕКТИРОВОЧНЫЕ РАСЧЕТЫ

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ РАЗМЕРОВ

При проектировании первое, что нужно ясно представить — это тип модели, т. е. назначение и цель постройки. Целесообразно проектировать модель таким образом, чтобы она удовлетворяла требованиям ФАИ (Международной авиационной федерации). Такая модель может участвовать в международных соревнованиях.

Выбрав тип модели, приступают к определению ее основных размеров.

Предлагаемая модель по условиям соревнований должна показывать максимально возможное время полета при отсутствии восходящих потоков. Для этого необходимо, чтобы модель имела минимальную скорость снижения при максимально возможном качестве. Последнее будет при минимальном вредном сопротивлении.

Ясное представление об этой взаимосвязи дает расчет аэродинамических характеристик.

При расчете аэродинамических характеристик предполагается, что известно точное значение аэродинамического качества профиля крыла, т. е. известна поляра профиля. Эта поляра, полученная экспериментально в аэродинамической трубе или на ротативной машине при числах Рейнольдса, соответствующих полету моде-

ли, является основой для всех аэродинамических расчетов.

Для большинства профилей, употребляемых на моделях класса А-2, эксперименты в трубах не проводились и поэтому еще нет поляр в области модельных чисел Рейнольдса.

Чтобы найти выход из этого положения, мы выбрали путь не совсем точный, но в настоящее время единственно возможный. Профиль Gō-417 является известным и проверенным профилем, однако соответствующие характеристики с него не сняты. Профиль Gō-417а — это тонкая вогнутая пластинка, кривизна которой соответствует средней линии Gō-417. Для профиля Gō-417а немецкий аэродинамик Шмитц снял характеристики при $Re = 42\,000$. Так как между качеством Gō-417 и Gō-417а разница очень маленькая, мы выбрали Gō-417 и за основу для расчетов взяли данные Шмитца.

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ПЛОЩАДЕЙ

По конструктивным нормам планер класса А-2 должен иметь общую несущую площадь $S_{\text{сумм}} = 32\text{—}34\text{ дм}^2$ и минимальный вес $G_{\text{сумм}} = 410\text{ г}$.

Мы выбираем

$$S_{\text{сумм}} = S_{\text{кр}} + S_{\text{г.о}} = 34\text{ дм}^2,$$

где $S_{\text{кр}}$ — площадь крыла;

$S_{\text{г.о}}$ — площадь горизонтального оперения.

Площадь горизонтального оперения, исходя из опыта, выбираем нормальной:

$$S_{\text{г.о}} = 12\text{—}18\% S_{\text{кр}}$$

или
$$\frac{S_{\text{кр}}}{S_{\text{г.о}}} = 5,5\text{—}8 \text{ (максимум 9)}.$$

Для того чтобы более полно использовать несущую площадь крыла и получить минимальное вредное сопротивление, горизонтальное оперение выбираем маленьким

$$\frac{S_{\text{кр}}}{S_{\text{г.о}}} = 9,$$

откуда

$$S_{\text{кр}} = 9S_{\text{г.о}}$$

и $S_{\text{сумм}} = 9S_{\text{г.о}} + S_{\text{г.о}} = 10S_{\text{г.о}} = 34 \text{ дм}^2$, и отсюда получаем:

$$S_{\text{кр}} = 30,6 \text{ дм}^2,$$

$$S_{\text{г.о}} = 3,4 \text{ дм}^2.$$

КРЫЛО

Теперь определим основные размеры крыла и горизонтального оперения. Однако прежде чем приступить к расчетам, уделим некоторое внимание основам теории. Результаты исследований показывают, что при эллиптическом распределении подъемной силы по размаху крыла индуктивное сопротивление становится минимальным. На основании этого мы должны проектировать наше крыло таким образом, чтобы получить распределение подъемной силы как можно более приближающееся к эллиптическому. Это будет, если крыло имеет точную эллиптическую форму в плане. Но такую форму сложно выполнить конструктивно и технологически. Применяв трапециевидное крыло с определенной закруткой, можно достигнуть распределения подъемной силы очень близкого к эллиптическому. Мы такую форму брать не будем, так как при ее изготовлении придется делать много нервюр разной длины, что сложно. Выберем комбинацию трапециевидного и прямоугольного крыльев, так как при этом часть нервюр (одинаковых) может быть изготовлена совместно, а распределение подъемной силы и прочие характеристики у нее лучше, чем у трапециевидного крыла.

Следующей важной характеристикой крыла является его удлинение $\lambda_{\text{кр}}$ (лямбда):

$$\lambda_{\text{кр}} = \frac{l_{\text{кр}}}{b_{\text{кр}}} \text{ (прямоугольная форма крыла в плане) или}$$

$$\lambda_{\text{кр}} = \frac{l_{\text{кр}}^2}{S_{\text{кр}}} \text{ (произвольная форма крыла в плане),}$$

где $l_{\text{кр}}$ — размах крыла;

$b_{\text{кр}}$ — хорда крыла;

$S_{\text{кр}}$ — площадь крыла.

Так как удлинение крыла оказывает гораздо больше влияния на величину индуктивного сопротивления и на аэродинамические характеристики, чем форма крыла в плане, исследуем влияние удлинения.

При точном эллиптическом распределении подъемной силы коэффициент индуктивного сопротивления определяется по формуле

$$C_{x_i} = \frac{C_y^2}{\pi \lambda}.$$

Если сравнивать эллиптические крылья с различными удлинениями, взяв при этом коэффициент подъемной силы $C_y = 1$, то получим кривую, приведенную на рис. 1.

Рассматривая кривую, видим следующее.

При малых удлинениях крыла кривая падает очень круто, а с ростом удлинения — более полого. Если кривую продолжить еще дальше, то при бесконечно большом удлинении индуктивное сопротивление будет равно нулю. Из этого можно сделать вывод, что крылья наших летающих моделей всегда имеют индук-

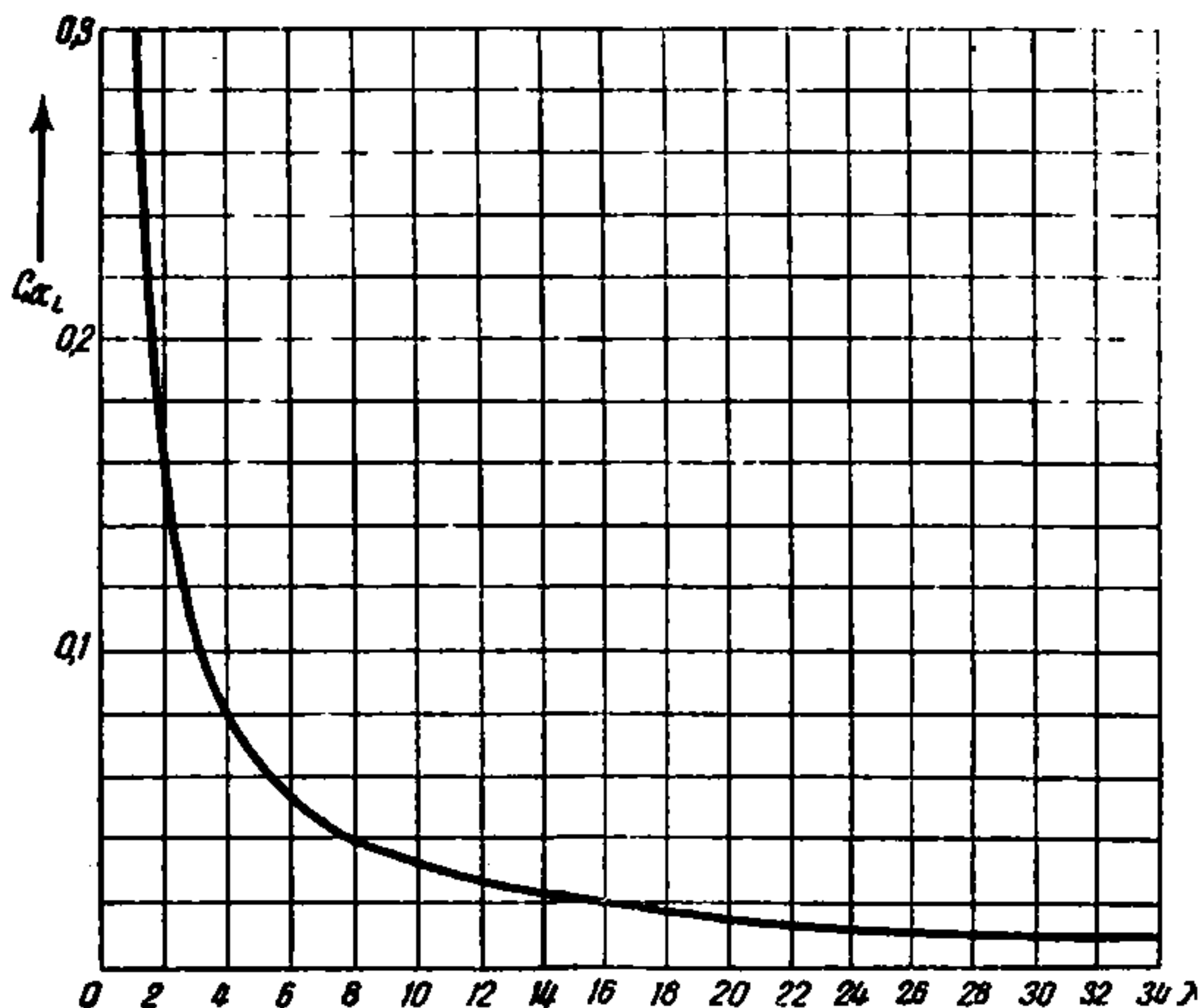


Рис. 1. Зависимость коэффициента индуктивного сопротивления от удлинения крыла

тивное сопротивление. Исследуя кривую, можно установить, что уже в области удлинений порядка $\lambda = 20$ она идет довольно полого, так что увеличение удлинения свыше 20 практически не дает уменьшения сопротивления. Кроме того, сделать крыло с удлинением выше 20 практически почти невозможно, так как оно не будет достаточно прочным. Модель с крылом такого удлинения очень чувствительна к порывам ветра, поэтому ее можно запускать только при очень спокойном ветре. Однако для полетов в плохую погоду выгоднее иметь малое удлинение крыла. Поэтому авиамоделист, выступающий на соревнованиях с моделями класса А-2, должен иметь две модели с различными удлинениями крыла, для того чтобы быть готовым к любой погоде.

Из сказанного следует, что наиболее выгодными удлинениями крыла для класса А-2 будут $\lambda_{кр} = 10 - 20$.

Выбираем для нашей модели удлинение крыла $\lambda_{кр} = 18$. Необходимо помнить, что для достижения высоких аэродинамических характеристик несущие поверхности должны иметь хорошо продуманную конструкцию, обеспечивающую требуемую прочность.

Из распределения площадей $S_{кр} = 30,6 \text{ дм}^2$ и $\lambda_{кр} = \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}}$, где $l_{кр}$ — размах крыла. Из этой формулы определяем

$$l_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр} \cdot S_{кр}} = \sqrt{18 \cdot 30,6} = \sqrt{551} = 23,5 \text{ дм} = 2350 \text{ мм}.$$

Находим среднюю хорду крыла $\bar{c}_{кр}$.

Из формулы $\lambda_{кр} = \frac{l_{кр}^2}{\bar{c}_{кр} l_{кр}}$ (прямоугольная форма) следует, что $\bar{c}_{кр} = \frac{l_{кр}}{\lambda_{кр}} = \frac{23,5}{18} = 1,305 \cong 1,3$,

$$\text{т. е. } \bar{c}_{кр} = 130 \text{ мм}.$$

Эта средняя хорда равна хорде прямоугольного крыла с размахом и площадью такими же, как и у крыла нашей модели. При аэродинамическом расчете будем пользоваться только средней хордой.

Остается еще окончательно выбрать форму крыла в плане. Это лучше сделать потом при изготовлении рабочего чертежа модели, когда определены все ее остальные размеры.

ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

При проектировании горизонтального оперения поступаем так же, как и при проектировании крыла.

Из опыта известно, что наивыгоднейшее удлинение горизонтального оперения

$$\lambda_{г.о} = \frac{\lambda_{кр}}{2} - \frac{\lambda_{кр}}{3},$$

причем $\frac{\lambda_{кр}}{2}$ соответствует малым, а $\frac{\lambda_{кр}}{3}$ большим удлинениям крыла. Удлинение $\frac{\lambda_{кр}}{3}$ берется тогда, когда видно, что иначе хорда горизонтального оперения будет очень маленькой. Для нашей модели выбираем

$$\lambda_{г.о} = \frac{\lambda_{кр}}{3} = \frac{18}{3} = 6 = \frac{l_{г.о}^2}{S_{г.о}},$$

где $l_{г.о}$ — размах горизонтального оперения.

Из формулы следует, что

$$l_{г.о} = \sqrt{\lambda_{г.о} \cdot S_{г.о}} = \sqrt{6 \cdot 3,4} = \sqrt{20,4},$$

$$l_{г.о} = 4,520 \text{ дм} = 452 \text{ мм.}$$

Форму оперения в плане выбираем трапециевидную. Определяем центральную $\theta_{г.о}^u$ и концевую $\theta_{г.о}^k$ хорды оперения:

$$S_{г.о} = \frac{\theta_{г.о}^u + \theta_{г.о}^k}{2} l_{г.о}.$$

Отсюда получаем

$$\theta_{г.о}^u + \theta_{г.о}^k = \frac{2 \cdot S_{г.о}}{l_{г.о}} = \frac{2 \cdot 3,4}{4,52} = 1,5 \text{ дм.}$$

Сужение берем наиболее употребительное:

$$\frac{\theta_{г.о}^u}{\theta_{г.о}^k} = 1,5; \quad \theta_{г.о}^u = 1,5\theta_{г.о}^k.$$

Подставляем это соотношение в предыдущую формулу и получаем

$$1,5 \theta_{г.о}^k + \theta_{г.о}^k = 2,5 \theta_{г.о}^k = 1,5 \text{ дм.}$$

Отсюда

$$\theta_{г.о}^k = \frac{1,5}{2,5} = 0,6 \text{ дм} = 60 \text{ мм,}$$

$$e_{г.о}^{ср} = 1,5 - 0,6 = 0,90 \text{ дм} = 90 \text{ мм.}$$

Средняя хорда горизонтального оперения

$$e_{г.о}^{ср} = \frac{e_{г.о}^к + e_{г.о}^п}{2} = \frac{60 + 90}{2} = 75 \text{ мм.}$$

Она потребуется для аэродинамического расчета.

ПЛЕЧО ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

Теперь требуется определить плечо горизонтального оперения. При этом следует сделать некоторые замечания. Как известно, плечо горизонтального оперения является одним из важнейших факторов, обеспечивающих продольную устойчивость. Кроме того, каждому авиа-моделисту известно, что при изменении угла атаки меняется положение центра давления профиля.

Это изменение положения центра давления вызывает изменение момента крыла относительно центра тяжести модели (рис. 2).

В определенной области углов атаки у двух одинаковых профилей, имеющих разные хорды, положение центра давления будет изменяться по-разному.

У профиля с большей хордой изменение будет больше, а у профиля с меньшей хордой — меньше. Отсюда следует: если два крыла отличаются друг от друга только удлинением, то крыло меньшего удлинения будет иметь большее изменение положения центра давления и, соответственно, момента.

Это значит, что модель с большим удлинением крыла (малая средняя хорда крыла $e_{кр}^{ср}$ требует меньшего стабилизирующего момента оперения, чем модель с малым удлинением (большая средняя хорда крыла $e_{кр}^{ср}$).

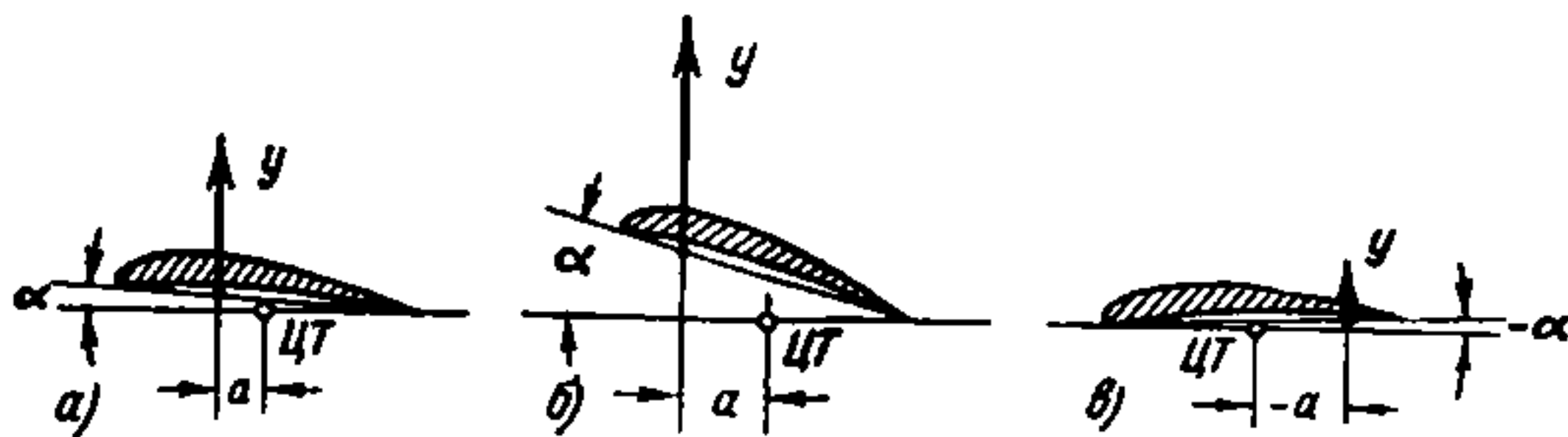


Рис. 2. Углы атаки:
а — нормальный; б — большой; в — отрицательный

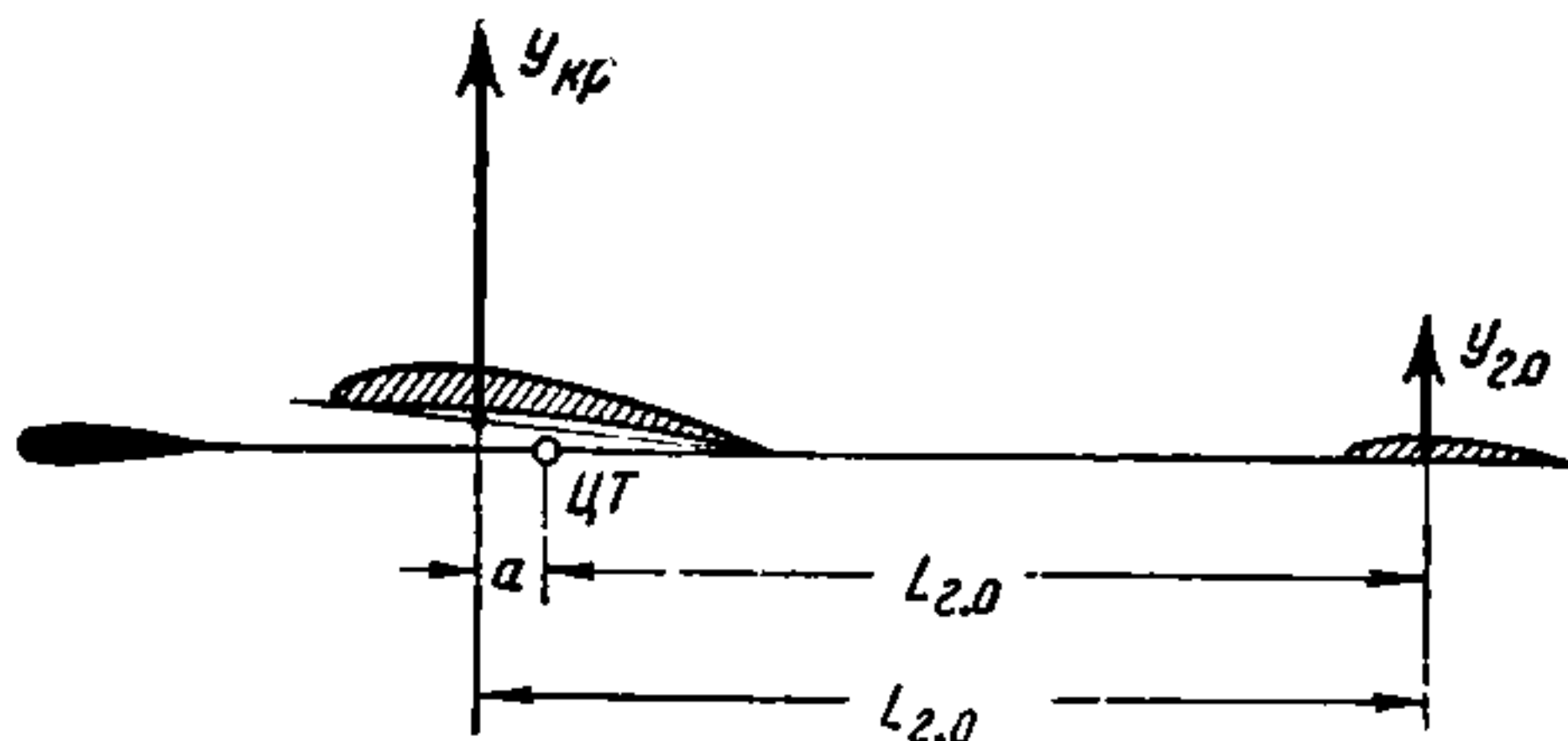


Рис. 3. Два плеча горизонтального оперения

Этот стабилизирующий момент оперения зависит от величины плеча горизонтального оперения $L'_{г.о}$ (рис. 3) и площади оперения $S_{г.о}$. Эту зависимость можно выразить уравнением:

$$\frac{S_{кр}}{S_{г.о}} = \frac{L'_{г.о}}{b_{кр}^{ср}}$$

Из этого уравнения видно, что если $S_{кр}$ и $S_{г.о}$ уже определены из конструктивных соображений, то тогда плечо горизонтального оперения $L'_{г.о}$ тем меньше, чем меньше средняя хорда крыла $b_{кр}^{ср}$. Или, если плечо горизонтального оперения $L'_{г.о}$ и $S_{кр}$ уже выбраны, то площадь стабилизатора $S_{г.о}$ тем больше, чем больше средняя хорда крыла $b_{кр}^{ср}$.

Многочисленные исследования моделей, имеющих хорошую продольную устойчивость, дают следующую интересную картину.

У различных типов летающих моделей наблюдаются довольно большие отклонения от соотношения даваемого вышеприведенным уравнением. Эти отклонения вызываются, с одной стороны, особенностями отдельных классов моделей и, с другой стороны, аэродинамическими характеристиками применяемых профилей горизонтального оперения. Эти отклонения могут быть охарактеризованы так называемым коэффициентом устойчивости, который вводится в вышеприведенное уравнение.

Тогда

$$\frac{S_{кр}}{S_{г.о}} \cdot A = \frac{L'_{г.о}}{b_{кр}^{ср}}$$

или
$$\frac{S_{г.о}}{S_{кр}} = A \frac{b_{кр}^{ср}}{L'_{г.о}}$$

Значения коэффициента A будут равны:

1. Для моделей планеров $A = 0,7 - 1,0$.
2. Для моторных моделей:
 - а) с поршневым мотором $A = 1,0 - 1,2$;
 - б) с резиномотором $A = 1,2 - 1,4$.

Меньшие значения коэффициента соответствуют вогнутым профилям оперения, имеющим вогнутость, близкую к крыловым, а большие — симметричным профилям. Это объясняется тем, что сильно вогнутые профили оперения дают большую подъемную силу и больший момент оперения по сравнению со слабо изогнутыми.

Для моделей планеров применять величину A , меньшую чем 0,7, нецелесообразно, так как при применении сильно изогнутых профилей горизонтального оперения могут возникать неприятные явления, которые будут объяснены при аэродинамическом анализе продольной устойчивости. Мы не ошибемся, если при применении обычных профилей выберем для модели коэффициент продольной устойчивости $A = 0,75$.

В нашем примере для того, чтобы исследовать «опасную» зону, выберем $A = 0,6$. Итак, мы определили соотношение площадей $\frac{S_{кр}}{S_{г.о}}$ и среднюю хорду крыла $b_{кр}^{ср}$. Остается только определить плечо горизонтального оперения $L'_{г.о}$ *

Итак, дается следующая задача.

Исходные данные:

$$S_{кр} = 30,6 \text{ дм}^2, S_{г.о} = 3,4 \text{ дм}^2,$$

$$b_{кр}^{ср} = 1,3 \text{ дм}, A = 0,6.$$

Искомое $L'_{г.о} = ? \text{ дм}$

Из формулы

$$\frac{S_{кр}}{S_{г.о}} \cdot A = \frac{L'_{г.о}}{b_{кр}^{ср}}$$

* Разница между плечом горизонтального оперения $L'_{г.о}$ и действительным плечом $L_{г.о}$ заключается в том, что $L_{г.о}$ является расстоянием между центром тяжести модели и центром давления оперения, а $L'_{г.о}$ — расстоянием между центрами давления. При симметричном профиле горизонтального оперения $\alpha = 0$ и $L_{г.о} = L'_{г.о}$.

получаем
$$L'_{г.о} = \frac{A \cdot \sigma_{кр}^{ср} \cdot S_{кр}}{S_{г.о}} = \frac{0,6 \cdot 1,3 \cdot 30,6}{3,4} = 7,0 \text{ дм.}$$

Определив основные размеры, сделаем первый чертеж (можно в масштабе 1 : 10) и приступим к разработке конструкции (см. рис. 18).

При проектировании следует применять номограмму (рис. 4) или пользоваться формулами.

Прежде чем начинать конструирование, определим аэродинамические характеристики и качество полета проектируемой модели.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ

Аэродинамический расчет состоит из двух частей:

1. Расчета аэродинамических характеристик.
2. Определения качества полета.

Под аэродинамическими характеристиками понимаются скорость полета, скорость снижения и качество планирования, а продольная устойчивость относится к качеству полета.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Для расчета аэродинамических характеристик мы имеем следующие величины:

1. Удлинение крыла $\lambda_{кр} = 18$, удлинение горизонтального оперения $\lambda_{г.о} = 6$.

2. Нагрузка $\frac{G_{сумм}}{S_{сумм}} = 12 \text{ г/дм}^2 = 1,2 \text{ кг/м}^2$.

3. Профиль Gō-417 (поляра профиля Gō-417a).

4. Массовая плотность воздуха у земли $\rho \cong 0,125 = \frac{1}{8}$

Как правило, замеры характеристик профилей в аэродинамической трубе производятся на крыльях, имеющих удлинение $\lambda_0 = 5$. Чтобы определить летные характеристики нашей модели, необходима поляра всей модели. Поэтому поляру выбранного профиля (которая получена в аэродинамической трубе) нужно пересчитать на удлинение нашего крыла. Таким образом получим поляру крыла, которая будет являться поляррой изолированного крыла. Чтобы получить поляру всей модели, нужно

учесть сопротивление всех несущих частей. Чем больше сопротивление для набегающего потока оказывают несущие части модели и чем хуже их аэродинамические формы, тем хуже будет поляра всей модели. Такое ухудшение поляры приводит к увеличению скорости снижения и угла планирования. Из сказанного следует: чем лучше аэродинамическая компоновка модели, т. е. чем меньше ее сопротивление воздуху, тем больше время полета.

РАСЧЕТ ПОЛЯРЫ

Коэффициент подъемной силы C_y , который измерялся в аэродинамических трубах на определенных углах атаки, будет другим на тех же углах атаки, если крыло модели имеет удлинение, отличающееся от принятого в трубах. С другой стороны у крыла, продутого в трубе, каждому значению коэффициента подъемной силы C_y соответствует определенный коэффициент сопротивления C_x , в то время как для крыла модели из-за разницы в удлинении тому же самому значению C_y будет соответствовать другая величина $C_{x_{кр}}$.

Для определения значений коэффициента сопротивления и угла атаки нашего крыла воспользуемся известными формулами:

$$C_{x_{кр}} = C_x - \Delta C_x,$$

$$\Delta C_x = \frac{C_y^2}{\pi} \left(\frac{1}{\lambda_0} - \frac{1}{\lambda_{кр}} \right),$$

$$\alpha_{кр} = \alpha - \Delta \alpha,$$

$$\Delta \alpha = \frac{C_y}{\pi} \left(\frac{1}{\lambda_0} - \frac{1}{\lambda_{кр}} \right) \cdot 57,3.$$

Величина 57,3 введена для того, чтобы угол в радианах перевести в угол в градусах.

В трубах поляры снимаются с крыльев прямоугольной формы в плане. Значит, если мы хотим рассчитать эллиптическое крыло, то должны ввести в вышеприведенные формулы коэффициенты ϕ (для определения ΔC_x) и ψ (для определения $\Delta \alpha$). В нашем примере крыло считаем эллиптическим: $\phi = 1$, $\psi = 1$ (прямоугольный центроплан и трапециевидные консоли).

Горизонтальное оперение считаем тоже эллиптическим (трапециевидное с эллиптическими законцовками).

Итак имеем:

Профиль крыла и оперения Gö-417a (Gö-417).

Удлинение крыла, продутого в трубе $\lambda_0=5$ ($\varphi_0=1,04$; $\psi_0=1,14$).

Удлинение крыла нашей модели $\lambda_{кр}=18$ ($\varphi_{кр}=1,0$; $\psi_{кр}=1,0$).

Удлинение горизонтального оперения нашей модели $\lambda_{г.о}=6$ ($\varphi_{г.о}=1,0$; $\psi_{г.о}=1,0$)

Затем произведем следующий расчет:

КРЫЛО	ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ
$C_{x_{кр}} = C_x - \Delta C_x$	$C_{x_{г.о}} = C_x - \Delta C_x$
$\Delta C_x = \frac{C_y^2}{\pi} \left(\varphi_0 \cdot \frac{1}{\lambda_0} - \varphi_{кр} \frac{1}{\lambda_{кр}} \right) =$	$\Delta C_x = \frac{C_y^2}{\pi} \left(\varphi_0 \cdot \frac{1}{\lambda_0} - \varphi_{г.о} \frac{1}{\lambda_{г.о}} \right) =$
$= \frac{C_y^2}{\pi} \left(\frac{1,04}{5} - \frac{1}{18} \right) =$	$= \frac{C_y^2}{\pi} \left(\frac{1,04}{5} - \frac{1}{6} \right) =$
$= \frac{C_y^2}{\pi} (0,21 - 0,0556) =$	$= \frac{C_y^2}{\pi} (0,21 - 0,167) =$
$= C_y^2 \frac{0,1544}{\pi}$	$= C_y^2 \frac{0,043}{\pi}$
$\Delta C_x = 0,049 C_y^2$	$\Delta C_x = 0,0137 C_y^2$
$\alpha_{кр} = \alpha - \Delta \alpha$	$\alpha_{г.о} = \alpha - \Delta \alpha$
$\Delta \alpha = \frac{C_y}{\pi} \left(\psi_0 \cdot \frac{1}{\lambda_0} - \psi_{кр} \cdot \frac{1}{\lambda_{кр}} \right) \times$	$\Delta \alpha = \frac{C_y}{\pi} \left(\psi_0 \cdot \frac{1}{\lambda_0} - \psi_{г.о} \cdot \frac{1}{\lambda_{г.о}} \right) \times$
$\times 57,3 = \frac{C_y}{\pi} \left(\frac{1,14}{5} - \frac{1}{18} \right) \times$	$\times 57,3 = \frac{C_y}{\pi} \left(\frac{1,14}{5} - \frac{1}{6} \right) \times$
$\times 57,3 = \frac{C_y}{\pi} (0,232 - 0,0556) \times$	$\times 57,3 = \frac{C_y}{\pi} (0,232 - 0,167) \times$
$\times 57,3$	$\times 57,3$
$\Delta \alpha = C_y \cdot 3,22$	$\Delta \alpha = C_y \cdot 1,19$

Проведя подобные расчеты для ряда углов атаки, составим табл. 1, по которой можно будет построить поляры крыла и оперения нашей модели.

Таблица 1

Расчетные данные для крыла и горизонтального
оперения нашей модели

Величины, взятые с поляр, полученной в аэродинамической трубе			$\Delta \alpha$		ΔC_x	$\alpha_{кр}$	$C_{x_{кр}}$	$K_{кр}$
α	C_y	C_x	$3,22C_y$	C_y^2	$0,049C_y^2$	$\alpha - \Delta \alpha$	$C_{x_{г.о}} - \Delta C_x$	$\frac{C_y}{C_{x_{кр}}}$
— 5,840	— 0,215	0,0674	— 0,693	0,0462	— 0,00227	— 5,15	0,0651	— 3,30
— 2,950	— 0,065	0,0489	— 0,209	0,0042	0,00021	— 2,74	0,0487	— 1,33
— 0,155	+ 0,200	0,0394	+ 0,645	0,0400	0,00196	— 0,80	0,0374	+ 5,35
+ 2,660	0,465	0,0452	1,495	0,2160	0,01060	+ 1,17	0,0346	13,44
5,570	0,720	0,0602	2,320	0,5180	0,02540	3,25	0,0358	20,10
8,340	0,898	0,0838	2,890	0,8070	0,03950	5,45	0,0443	20,30
11,240	1,030	0,1243	3,320	1,0600	0,05200	7,92	0,0723	14,25
12,210	1,060	0,1433	3,420	1,1200	0,05490	8,79	0,0844	12,00
13,270	0,996	0,1908	3,210	0,9920	0,04860	10,06	0,1422	7,00
			$1,19C_y$		$0,0137C_y^2$	$\alpha_{г.о}$	$C_{x_{г.о}}$	—
— 5,840	— 0,215	0,0674	— 0,256	0,0462	0,00063	— 5,58	0,0668	
— 2,950	— 0,065	0,0489	— 0,077	0,0042	0,00006	— 2,87	0,0488	
— 0,155	+ 0,200	0,0394	+ 0,238	0,0400	0,00055	— 0,39	0,0389	
+ 2,660	0,0465	0,0452	0,553	0,2160	0,00296	+ 2,11	0,0422	
5,570	0,720	0,0602	0,856	0,5180	0,00710	4,71	0,0531	
8,340	0,898	0,0838	1,069	0,8070	0,01106	7,27	0,0727	
11,240	1,030	0,1243	1,225	1,0600	0,01451	10,01	0,1098	
12,210	1,060	0,1433	1,261	1,1200	0,01534	10,95	0,1280	
13,270	0,996	0,1908	1,185	0,9920	0,01360	12,08	0,1772	

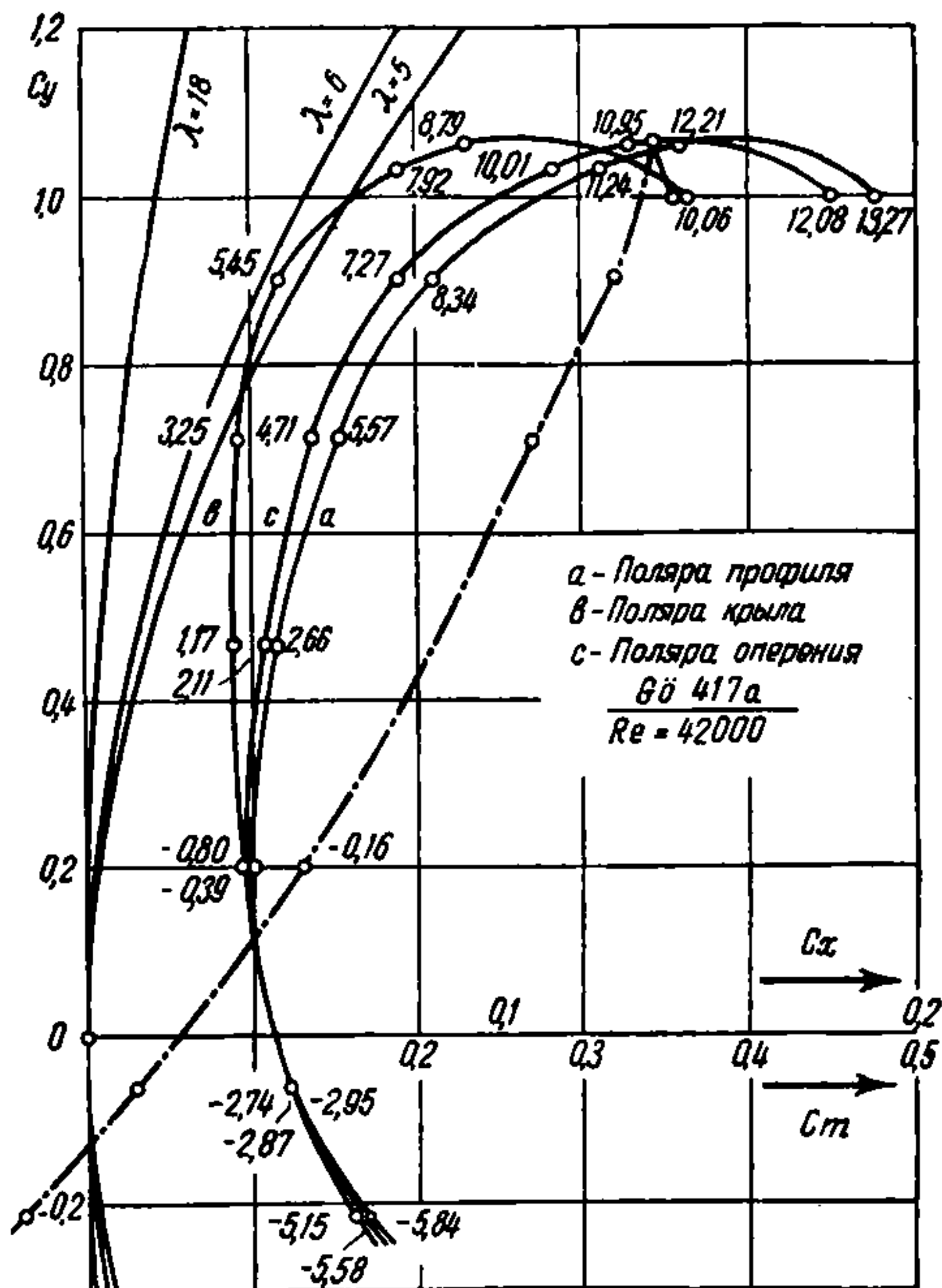


Рис. 5. Поляры профиля, оперения и крыла

На рис. 5 приведены результаты таких расчетов. Кривые, обозначенные буквами, являются: а — поларой крыла, продувавшегося в трубе, в — поларой нашего крыла и с — поларой нашего горизонтального оперения. Три остальные линии представляют собой параболы индуктивного сопротивления. Рассматривая их, можно

отчетливо представить себе величину индуктивного сопротивления. Парабола $\lambda=18$ относится к нашему крылу, $\lambda=6$ — к нашему горизонтальному оперению и $\lambda=5$ — к крылу, продутому в трубе.

Горизонтальный отрезок от вертикальной оси до параболы соответствует коэффициенту индуктивного сопротивления C_{xi} , а горизонтальный отрезок от параболы до соответствующей поляры является коэффициентом профильного сопротивления C_{xpr} . Это соответствует закону

$$C_{xкр} = C_{xi} + C_{xпр}.$$

Итак, мы подошли к определению поляры модели.

Для этого требуется определить коэффициент вредного сопротивления $C_{xвр}$ модели. Для того чтобы рассчитать поляру всей модели, нужно к коэффициенту сопротивления крыла $C_{xкр}$ прибавить коэффициент вредного сопротивления $C_{xвр}$. Обычно в авиационной технике вредное сопротивление относят к площади крыла, для того чтобы коэффициент вредного сопротивления можно было бы складывать с коэффициентом сопротивления крыла. Тогда

$$C_{xсумм} = C_{xкр} + C_{xвр},$$

$$C_{xсумм} = C_{xi} + C_{xпр} + C_{xвр}.$$

Все несущие части модели имеют определенные лобовые площади S и коэффициенты сопротивления C_x , соответствующие качеству аэродинамических форм этих частей. Сумма площадей всех несущих частей, умноженных на соответствующие коэффициенты C_x , дает редуцированную площадь сопротивления:

$$S_{ред} = S_1 \cdot C_{x1} + S_2 \cdot C_{x2} + S_3 \cdot C_{x3} + \dots$$

$$S_{ред} = \Sigma S \cdot C_x.$$

Тогда

$$C_{xвр} = \frac{S_{ред}}{S_{кр}} = \frac{\Sigma S C_x}{S_{кр}} = \frac{S_1 \cdot C_{x1} + S_2 \cdot C_{x2} + S_3 \cdot C_{x3} + \dots}{S_{кр}}.$$

Несущие части:

1. Фюзеляж. Наш фюзеляж является слегка выпуклым идеальным обтекаемым телом с эллиптическим поперечным сечением, переходящим в круглую хвостовую балку. $S_1 = 0,350 \text{ м}^2$; $C_{x1} = 0,15$.

2. Оперение. Горизонтальное оперение $S=0,33 \text{ дм}^2$.
Вертикальное оперение $S=0,21 \text{ дм}^2$. $S_2=0,54 \text{ дм}^2$; $C_{x2}=0,06$ (из поляры оперения).

3. Остальные части. Крышка загрузочного отсека, стартовый крючок, крепление оперения, управление. $S_3=0,05 \text{ дм}^2$; $C_{x3}=0,3$.

Сводим все в табл. 2.

Таблица 2

Часть модели	$S/\text{дм}^2$	C_x	$S \cdot C_x$
Фюзеляж	0,35	0,15	0,0525
Оперение	0,54	0,06	0,0325
Остальные части	0,05	0,300	0,0150

$$\Sigma SC_x = 0,1000$$

Взаимное влияние между отдельными частями (интерференция) увеличивает вредное сопротивление на 20% $= 0,0200$

$$S_{\text{ред}} = 0,1200 \text{ дм}^2$$

Теперь можно подсчитать:

$$C_{x \text{ вр}} = \frac{S_{\text{ред}}}{S_{\text{кр}}} = \frac{0,12}{30,6} = 0,0039.$$

Это значение будет точным при углах атаки, соответствующих нормальному положению модели в полете. Хотя и нельзя определить $C_{x \text{ вр}}$ для других углов атаки (вследствие того, что поток меняет свое направление, изменятся лобовые площади и коэффициенты C_x), тем не менее это не дает ошибок, так как при изменении углов атаки $C_{x \text{ вр}}$ меняется очень мало.

Прибавим $C_{x \text{ вр}} = 0,0039$ к каждому $C_{x \text{ кр}}$ поляры крыла и получим поляру для всей нашей модели (рис. 6).

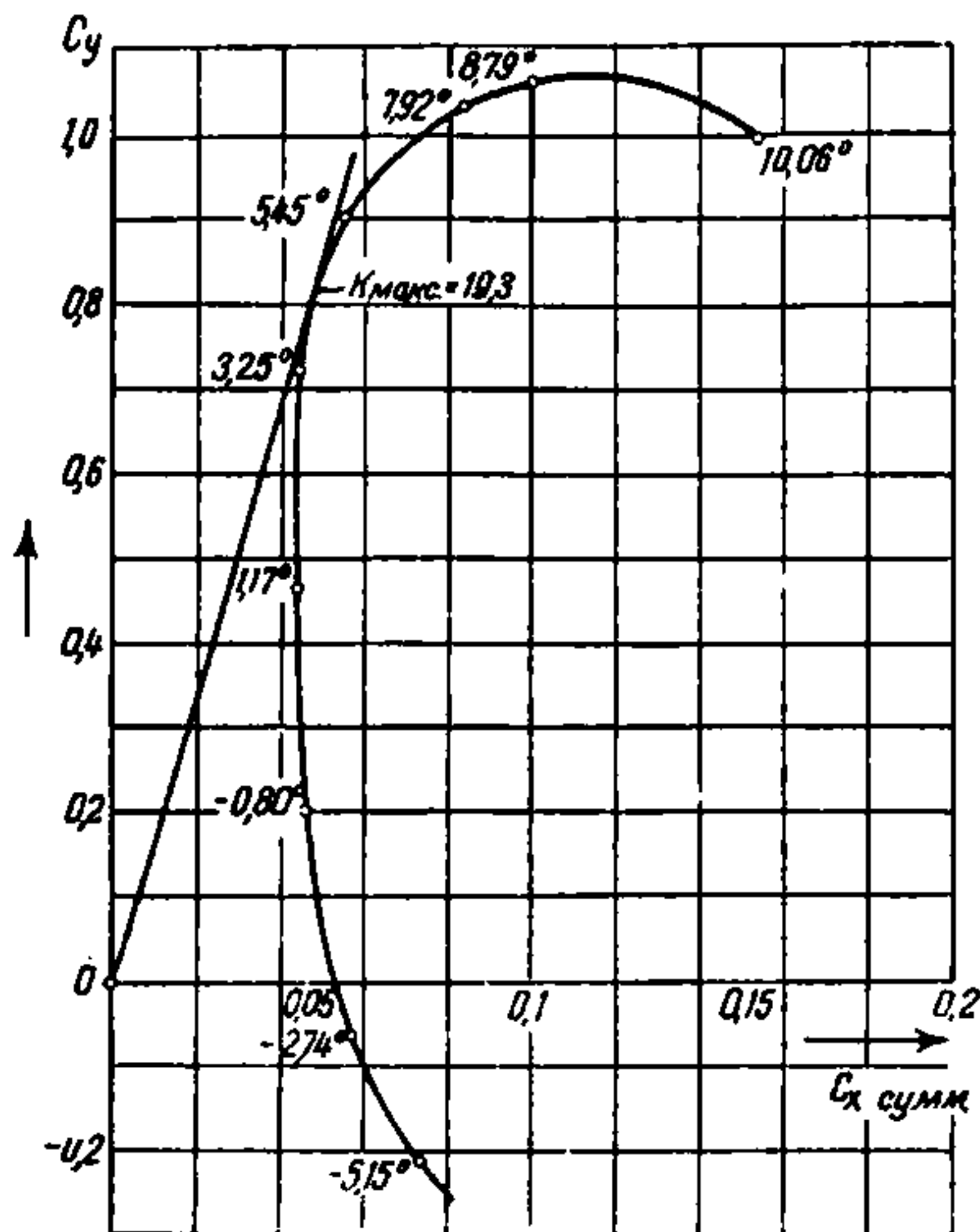


Рис. 6. Поляра модели

КАЧЕСТВО ПЛАНИРОВАНИЯ, СКОРОСТЬ ПОЛЕТА, СКОРОСТЬ СНИЖЕНИЯ

Качество планирования является важнейшей величиной для хорошей аэродинамики модели. На рис. 7 изображена схема модели, представляющая собой только профиль крыла при планировании в спокойном воздухе.

Модель планирует с постоянной скоростью от точки O к точке A . Угол θ является углом планирования. Качество планирования

$$K = \operatorname{ctg} \theta = \frac{Y}{X_{\text{сумм}}} = \frac{C_y}{C_{x \text{ сумм}}} = \frac{L}{h} = \frac{V_L}{V_y}.$$

Из этого уравнения получаем очень важное следствие: если изменяем отношение C_y к $C_{x \text{ сумм}}$, то в урав-

Таблица 3

Поляра модели			K		$V \left[\frac{\text{м}}{\text{сек}} \right]$	$C_y^{1,5}$		$V_y \left[\frac{\text{м}}{\text{сек}} \right]$
$\alpha_{\text{кр}}$	C_y	$C_{x \text{ сумм}} = C_{x \text{ кр}} + C_{x \text{ вр}}$	$\frac{C_y}{C_{x \text{ сумм}}}$	$V \bar{C}_y$	$\frac{4,38}{V \bar{C}_y}$	$C_y \cdot V \bar{C}_y$	$\frac{C_y^{1,5}}{C_{x \text{ сумм}}}$	$\frac{4,38}{C_y^{1,5} / C_{x \text{ сумм}}}$
— 5,15	—0,215	0,0690	— 3,12	0,464	9,45	—0,0997	— 1,445	— 3,032
— 2,74	—0,065	0,0526	— 1,24	0,255	17,20	—0,0166	— 0,316	— 13,860
— 0,80	+0,200	0,0403	+ 4,96	0,448	9,78	+0,0896	+ 2,22	+ 1,974
+ 1,17	0,465	0,0385	12,09	0,682	6,42	0,3170	8,24	0,532
3,25	0,720	0,0397	18,15	0,850	5,15	0,6120	15,42	0,284
5,45	0,898	0,0482	18,63	0,950	4,61	0,8530	17,70	0,2475
7,92	1,030	0,0762	13,45	1,015	4,32	1,0450	13,71	0,320
8,79	1,060	0,0923	11,50	1,030	4,25	1,0910	11,82	0,371
10,06	0,996	0,1461	6,82	0,998	4,39	0,9950	6,81	0,644
4,0	0,790	0,0416	19,00	0,890	4,92	0,703	16,90	0,259
4,5	0,832	0,0431	19,30	0,913	4,80	0,760	17,64	0,2485
5,0	0,870	0,0457	19,05	0,934	4,69	0,812	17,78	0,246
6,5	0,960	0,0576	16,67	0,981	4,47	0,942	6,81	0,268

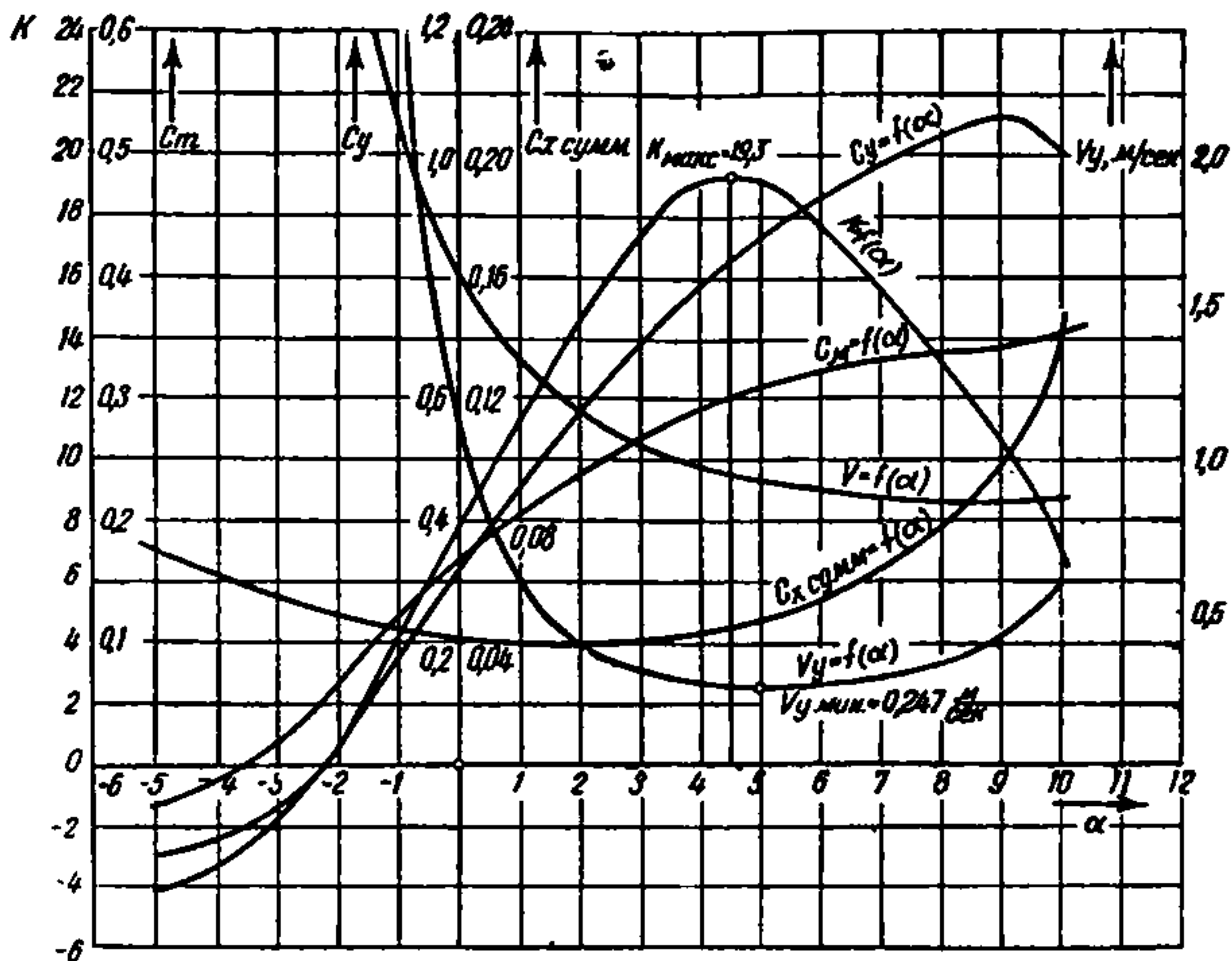


Рис. 8. Аэродинамические характеристики

По результатам этого расчета построим график (рис. 8). Теперь ясно видно, что из проведенного расчета нельзя точно определить величины $K_{\text{ макс}}$ и $V_{y\text{ мин}}$, т. е. максимальное качество планирования и минимальную скорость снижения. Это происходит потому, что расчетные точки отстоят друг от друга довольно далеко. Для точного определения этих величин введем в область максимального качества промежуточные расчетные точки и произведем дополнительный расчет (см. нижние ряды табл. 3). Теперь, зная минимальную скорость снижения нашей модели, сможем определить максимально возможную продолжительность планирования (при абсолютном безветрии и без восходящих потоков).

Высота начала планирования $h = 50$ м (старт с лее-ра).

Скорость снижения $V_{y \min} = 0,246 \text{ м/сек.}$

Из формулы

$$t = \frac{S}{V},$$

где t — время; S — путь; V — скорость, получаем

$$t_{\text{полета}} = \frac{h}{V_{y \min}} = \frac{50}{0,246} = 203 \text{ сек.} = 3 \text{ мин. } 23 \text{ сек.}$$

Это время является, конечно, теоретически достижимым, его можно получить в том случае, если профили крыла и стабилизатора выдержаны с такой же точностью, как и у крыла, поляру которого, используемую в наших расчетах, снимали в аэродинамической трубе.

При обычных конструкциях авиамodelьных крыльев такой точности достичь трудно, так как обшивка провисает между нервюрами и профиль сильно искажается. Чем точнее выдержан профиль в каждом сечении крыла, тем ближе к расчетным будут летные характеристики.

ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Наша модель должна иметь высокие летные характеристики и быть, конечно, устойчивой в продольном отношении. Это значит, что модель необходимо так спроектировать и построить, чтобы в полете она автоматически устанавливалась на такой угол атаки, при котором будет самое медленное снижение. Если из-за возмущений атмосферы возникнут отклонения от нормального полета, то модель должна восстанавливать свое положение без потери высоты. Исследуем продольную устойчивость и на основании этого определим соответствующие углы для нашей модели.

Рассмотрим сначала рис. 13. На нем схематически изображена модель планера. Мы знаем, что крыло развивает большую подъемную силу $U_{\text{кр}}$, а горизонтальное оперение — маленькую подъемную силу $U_{\text{г.о.}}$. Обе эти подъемные силы расположены на разных расстояниях от центра тяжести (ц. т.) модели. Подъемная сила крыла $U_{\text{кр}}$, приложенная к плечу a , дает момент, вращающий вправо, а подъемная сила горизонтального оперения $U_{\text{г.о.}}$, приложенная к плечу b , дает момент, вращающий вле-

во относительно центра тяжести модели, или другими словами: момент крыла $M_{кр} = Y_{кр} \cdot a$ заставляет модель поднимать нос, а момент оперения $M_{г.о} = Y_{г.о} \cdot b$ в опускать его. Для нас важно, чтобы у нашей модели на угле атаки, при котором скорость снижения минимальна, на крыле и оперении возникали такие моменты, которые уравновешивали бы друг друга, т. е. уничтожались. Такое состояние называется равновесием продольных моментов. Это равновесие продольных моментов определяется суммарным влиянием следующих факторов:

- величиной плеча оперения $b = L_{г.о}$;
- положением центра тяжести (ц. т.);
- углом деградации σ между крылом и горизонтальным оперением;
- профилем горизонтального оперения;
- площадью горизонтального оперения.

В нашем случае плечо оперения $L_{г.о}$ так же, как его профиль и площадь, уже установлены. Расстояние между точками приложения сил $Y_{кр}$ и $Y_{г.о}$ было нами выбрано раньше; оно равно $L'_{г.о} = 700$ мм (см. рис. 10). Расстояние от центра тяжести до передней кромки крыла на основании нескольких пробных расчетов с различными положениями центра тяжести выбирается $r_{кр} = 60$ мм.

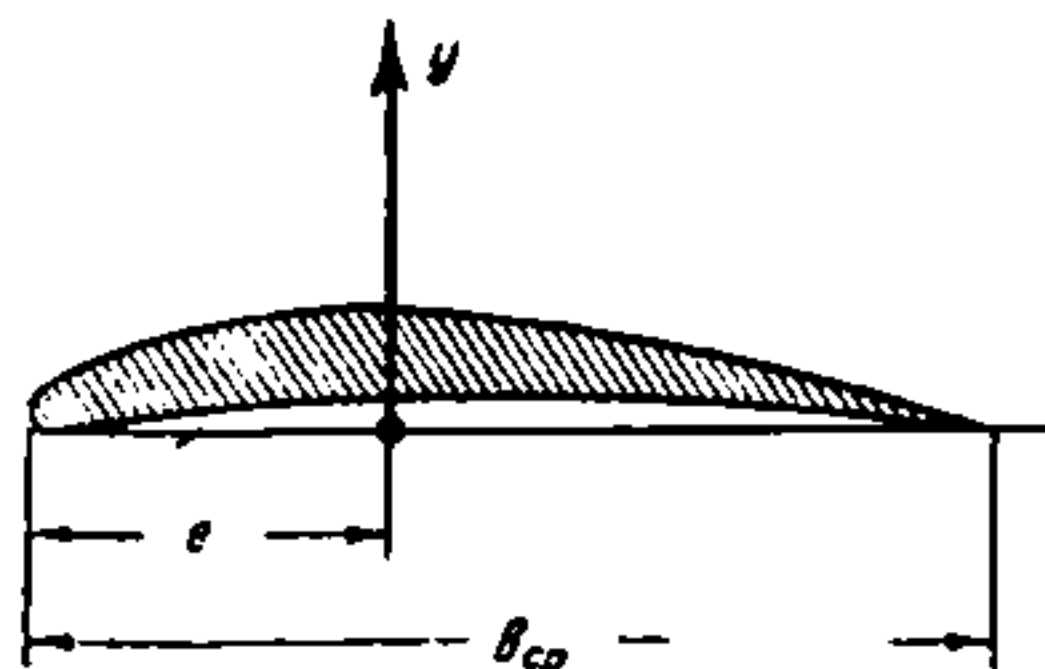


Рис. 9. Положение центра давления

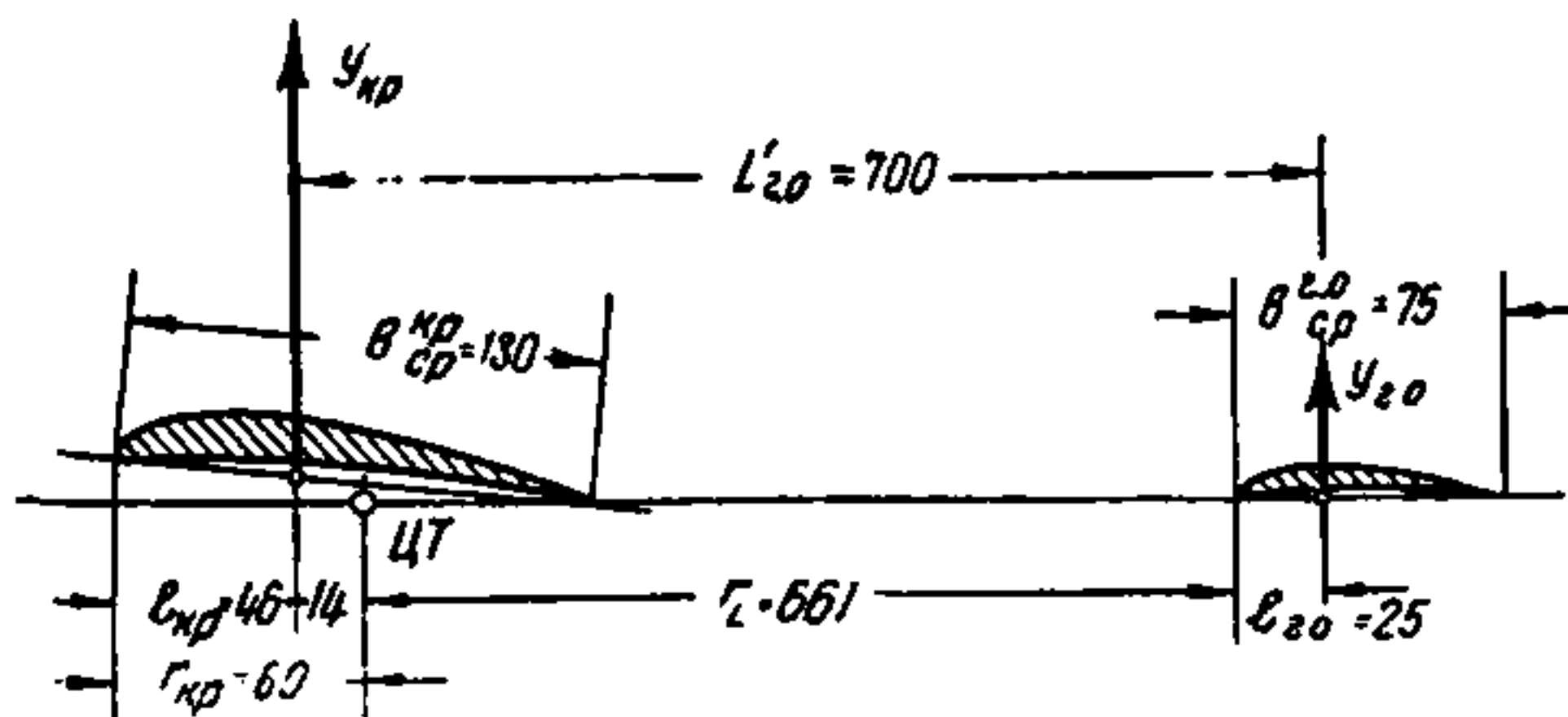


Рис. 10. Расчетные размеры

Положение центра давления (рис. 9) определяется из соотношения

$$\frac{e}{v_{\text{ср}}} = \frac{C_m}{C_y}$$

На графике аэродинамических характеристик (см. рис. 8) показано, что наивыгоднейшим углом атаки будет $\alpha_{\text{наивыг}} = 5^\circ$,

при этом

$$C_m = 0,31;$$

$$C_y = 0,87.$$

Тогда

$$e_{\text{кр}} = v_{\text{кр}}^{\text{ср}} \cdot \frac{C_m}{C_y} = 1,3 \frac{0,31}{0,87}; e_{\text{кр}} = 0,46 \text{ дм};$$

$$e_{\text{г.о}} = \frac{v_{\text{г.о}}^{\text{ср}}}{3} = \frac{0,75}{3} = 0,25 \text{ дм},$$

где $e_{\text{кр}}$ — расстояние от центра давления крыла до его носка;

$e_{\text{г.о}}$ — расстояние от центра давления оперения до его носка.

При этом будем иметь следующую картину (рис. 10).

Берем r_1 равным 675 мм (так как 661 мм будет в обрез).

Теперь осталось определить с помощью графиков продольных моментов требуемый угол σ между крылом и оперением (рис. 11).

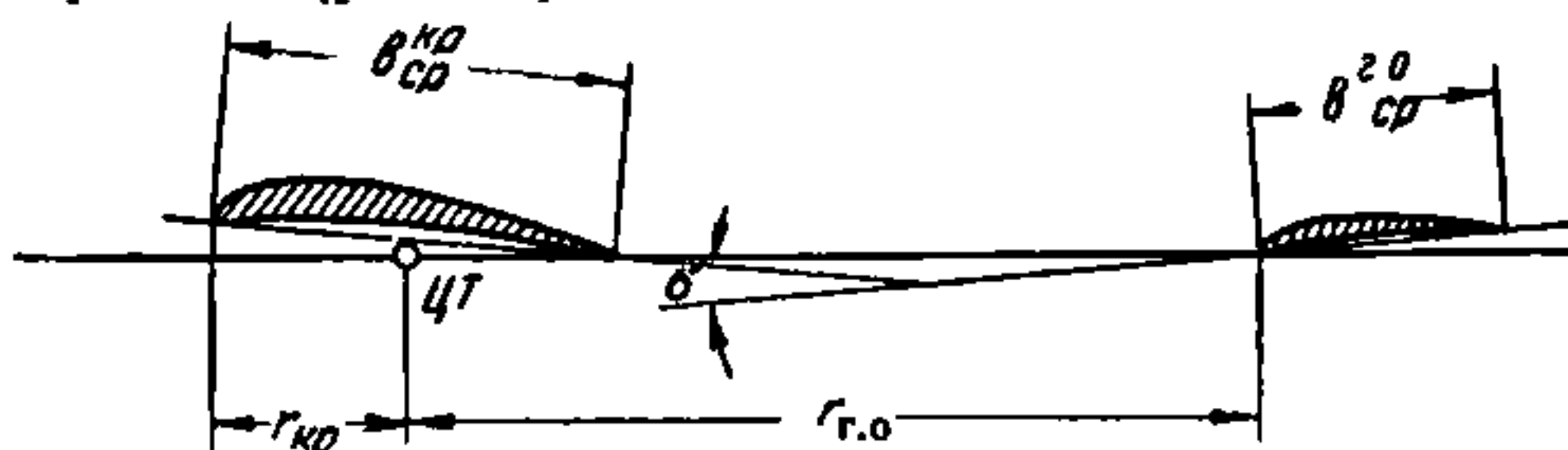


Рис. 11. Угол между крылом и стабилизатором

СОСТАВЛЕНИЕ УРАВНЕНИЯ ПРОДОЛЬНЫХ МОМЕНТОВ

Итак, мы установили, что равновесие продольных моментов имеется в том случае, если момент крыла и момент оперения взаимно уничтожаются. Математически это выражается следующим образом:

$$\Sigma M = 0$$

или

$$M_{кр} + M_{г.о} = 0,$$

т. е. сумма всех моментов равна нулю.

Если мы скажем, что при угле атаки, дающем наименьшую скорость снижения, сумма моментов должна быть равна нулю ($\Sigma M = 0$), то тем самым косвенно будет сказано, что при всех остальных углах атаки этого не будет.

Рассматривая изменения моментов при различных углах атаки, представим себе их в последующих расчетах в виде кривой. Необходимо, чтобы при увеличении угла атаки от наивыгоднейшего результирующий момент заставлял модель опускать нос, а при уменьшении — поднимать.

МОМЕНТЫ КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ

Моменты крыла и оперения определяются из уравнения

$$M = q \cdot S \cdot v \left(C_m - \frac{r}{\delta} C_n - \frac{h}{\delta} \cdot C_t \right) = q \cdot S \cdot v \cdot C_{m \text{ ц.т.}},$$

$q = \rho \frac{V^2}{2}$ является скоростным напором, который зависит от скорости полета. Для упрощения нашего решения исключим q , разделив на него правую и левую части уравнения. Тогда получим

$$\frac{M}{q} = S \cdot v \left(C_m - \frac{r}{\delta} C_n - \frac{h}{\delta} C_t \right) = S \cdot v \cdot C_{m \text{ ц.т.}},$$

где $C_{m \text{ ц.т.}}$ — коэффициент момента относительно центра тяжести (ц. т.) модели;

C_m — коэффициент момента профиля относительно его носка;

C_n — коэффициент нормальной силы профиля; он почти не отличается от C_y (разница заметна только в третьем знаке после запятой). Поэтому мы полагаем, что $C_n \cong C_y$ (рис. 12);

$\frac{h}{\delta} \cdot C_t$ — коэффициент, который определяется положением центра тяжести по высоте. Так как в нашем случае он почти не отличается от нуля, то мы им пренебрегаем. Тогда получим очень простое уравнение:

$$\frac{M}{q} = S \cdot v \left(C_m - \frac{r}{\delta} \cdot C_y \right) = S \cdot v \cdot C_{m \text{ ц.т.}}$$

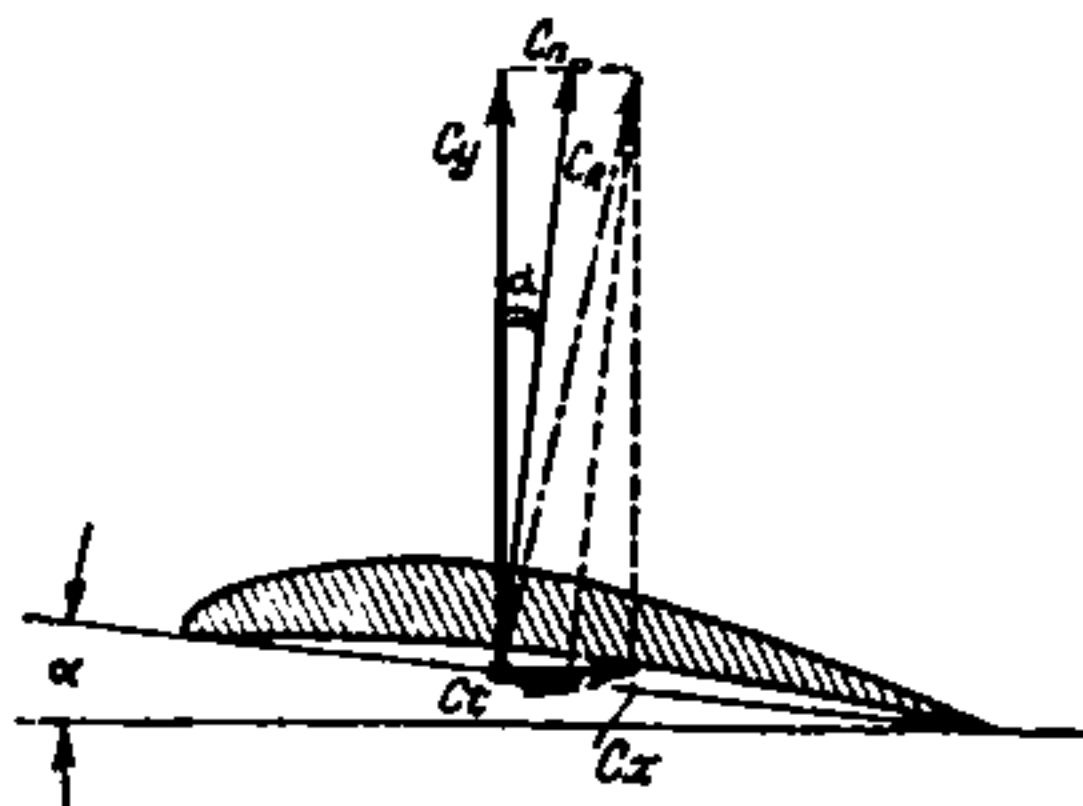


Рис. 12. Нормальная и тангенциальная силы

Расчленим это уравнение на момент крыла

$$\frac{M_{кр}}{q} = S_{кр} \cdot \theta_{кр}^{ср} \left(C_{mкр} - \frac{r_{кр}}{\theta_{кр}^{ср}} \cdot C_{yкр} \right) = S_{кр} \cdot \theta_{кр}^{ср} \cdot C_{mц.т.кр}^{кр}$$

и на момент оперения

$$\frac{M_{г.о}}{q} = S_{г.о} \cdot \theta_{г.о}^{ср} \left(C_{mг.о} - \frac{r_{г.о}}{\theta_{г.о}^{ср}} \cdot C_{yг.о} \right) = S_{г.о} \cdot \theta_{г.о}^{ср} \cdot C_{mц.т.г.о}^{г.о}$$

РАСЧЕТ РАВНОВЕСИЯ ПРОДОЛЬНЫХ МОМЕНТОВ

Принимая во внимание то обстоятельство, что несущее горизонтальное оперение развивает подъемную силу, центр тяжести модели при нормальном полете должен находиться сзади центра давления. Это необходимо потому, что в нормальном полете моменты крыла и оперения равны, но противоположно направлены для того, чтобы уничтожать друг друга (рис. 13).

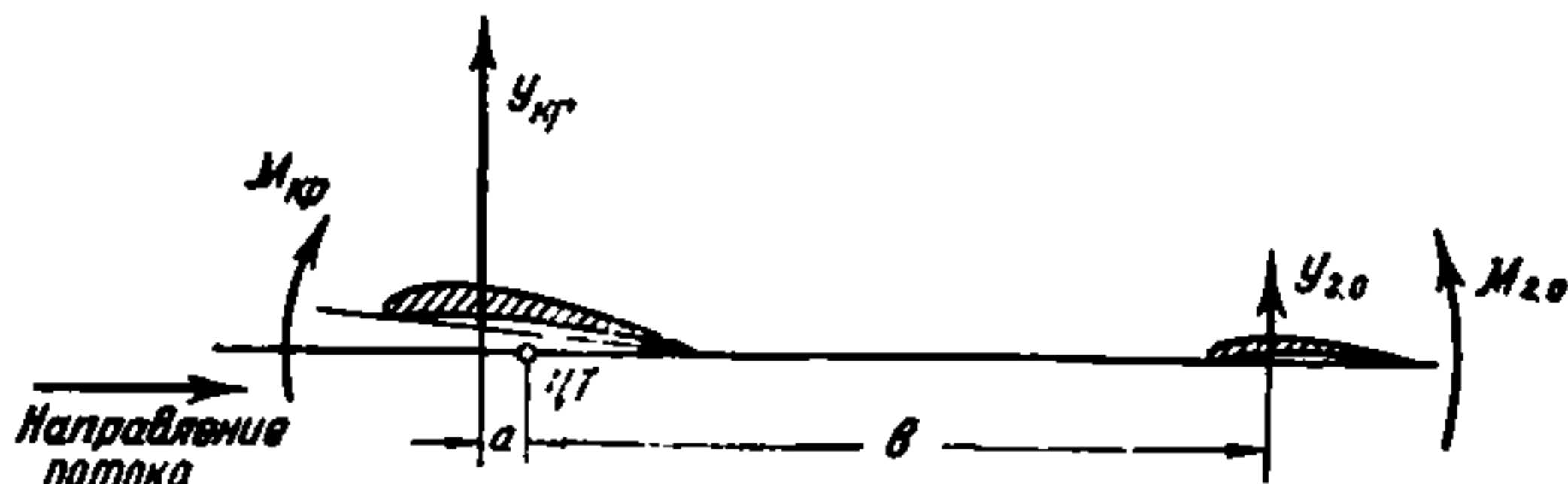


Рис. 13. Модель с несущим горизонтальным оперением

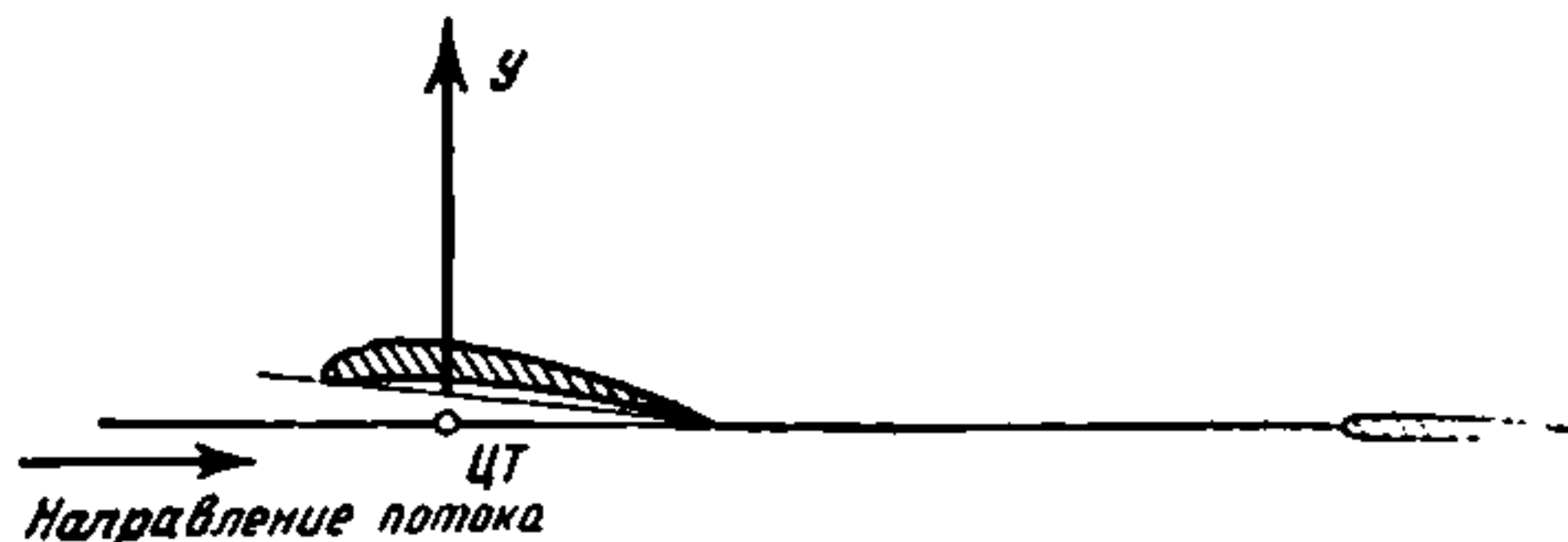


Рис. 14. Модель с симметричным профилем горизонтального оперения

В противоположность несущему симметричное горизонтальное оперение служит только для обеспечения устойчивости и в нормальном полете не развивает подъемной силы. В нормальном полете оно не дает и продольного момента. Исходя из этого, момент крыла также должен быть равен нулю, т. е. центр давления и центр тяжести модели должны лежать на одной вертикали (рис. 14).

Модель будет устойчива в том случае, если на оперении модели, выведенной из состояния нормального полета каким-либо внешним влиянием, из-за нарушения первоначального обтекания возникает восстанавливающий момент больший, чем момент крыла.

Несущее горизонтальное оперение можно установить так, что его работа и влияние на положение центра тяжести модели останутся такими же, как и при симметричном оперении. Это будет в том случае, если горизонтальное оперение установить под таким углом, при котором оно в нормальном полете не развивает подъемной силы. Для несущих профилей этот угол всегда отрицателен. При этом центр тяжести модели и центр давления совпадают.

Сопротивление оперения будет большим, и поэтому лучше применить для оперения симметричный профиль.

В подтверждение сказанного проведем расчет.

1-й случай — при одинаковых профилях крыла и оперения;

2-й случай — при симметричном профиле оперения, причем для расчета берется поляра, определенная Шмитцем для плоской пластинки.

1-й случай (несущее горизонтальное оперение).

$$r_{кр} + r_l = 7,350 \text{ дм (см. рис. 18)}$$

$$r_{кр} = 0,60 \text{ дм}^1$$

$$\frac{r_{кр}}{\theta_{кр}^{ср}} = \frac{0,60}{1,30} = 0,462$$

$$S_{кр} \cdot \theta_{кр}^{ср} = 30,6 \cdot 1,3 = 39,8 \text{ дм}^2 \text{ дм}$$

$$r_l = -6,75 \text{ дм}$$

$$\frac{r_l}{\theta_{г.о}^{ср}} = \frac{-6,75}{0,74} = -9,00$$

$$S_{г.о} \cdot \theta_{г.о}^{ср} = 3,4 \cdot 0,75 = 2,55 \text{ дм}^2 \text{ дм}$$

где $\theta_{кр}^{ср}$ — средняя хорда крыла;
 $\theta_{г.о}^{ср}$ — средняя хорда оперения.

Результаты расчета см. по табл. 4.

Определение угла скоса. Скос потока, вызываемый крылом, уменьшает угол атаки горизонтального оперения и тем самым приводит к уменьшению момента оперения (рис. 15). Иными словами, чтобы получить определенный момент оперения с учетом скоса, требуется больший угол атаки оперения, чем без учета скоса.

Искомая величина скоса определяется из уравнения

$$\alpha = \alpha - \Delta\alpha; \quad \Delta\alpha = 57,3 \cdot \frac{C_{укр}}{\pi\lambda_{кр}}$$

(см. табл. 5);

$$\Delta\alpha = C_{укр} \cdot \frac{57,3}{\pi \cdot 18}; \quad \Delta\alpha = C_{укр} \cdot 1,014.$$

Полученные величины $\frac{M_{кр}}{q}$ и $\frac{M_{г.о}}{q}$ представим в виде графика (рис. 16), на котором по вертикальной оси отложены значения $\frac{M}{q}$, а по горизонтальной углы атаки α .

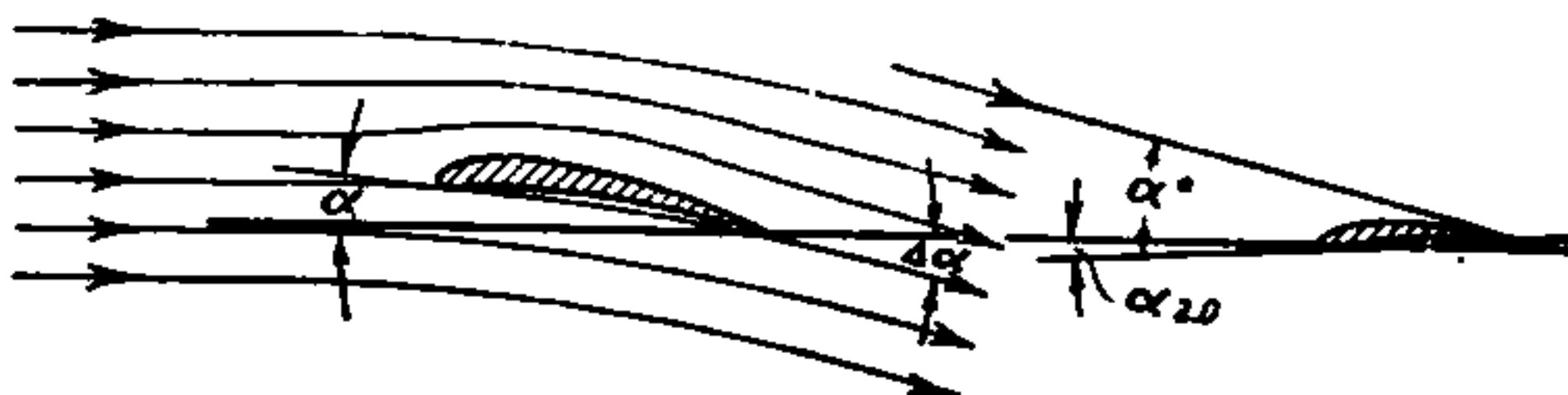


Рис. 15. Скос потока крылом

¹ Величина плеча выбрана после проведения ряда опытных расчетов.

Таблица 4

$\alpha_{кр}$	C_m	C_y	$\frac{r_{кр}}{\sigma_{кр}^{ср}} \cdot C_y$	$C_{m\text{ ц.т}}^{кр}$	$\frac{M_{кр}}{q}$	$\alpha_{г.о}$	$\frac{r_l}{\sigma_{г.о}^{ср}} \cdot C_y$	$C_{m\text{ ц.т}}^{г.о}$	$\frac{M_{г.о}}{q}$
— 5,15	—0,039	—0,215	—0,099	0,060	2,39	— 5,58	1,935	—1,974	— 5,03
— 2,74	+0,029	—0,065	—0,030	0,059	2,35	— 2,87	0,585	—0,556	— 1,42
— 0,80	+0,130	+0,200	+0,092	0,038	1,51	— 0,39	—1,800	+1,930	+ 4,92
+ 1,17	0,210	0,465	0,215	—0,005	—0,20	+ 2,11	—4,180	4,390	11,19
3,25	0,277	0,720	0,333	—0,056	—2,23	4,71	—6,480	6,757	17,22
5,45	0,318	0,898	0,415	—0,097	—3,86	7,27	—8,080	8,398	21,40
7,92	0,340	1,030	0,476	—0,136	—5,41	10,01	—9,270	9,610	24,50
8,79	0,342	1,060	0,490	—0,148	—5,89	10,95	—9,540	9,882	25,20
10,06	0,356	0,996	0,460	—0,104	—4,14	12,08	—8,960	9,316	23,75

Таблица 5

$\alpha_{кр}$	$C_{y\ кр}$	$\Delta \alpha$	α^*
— 5,15	—0,215	—0,218	—4,93
— 2,74	—0,065	—0,066	—2,67
— 0,80	+0,200	+0,203	—1,00
+ 1,17	—0,465	0,471	+0,70
3,25	0,720	0,730	2,52
5,45	0,898	0,912	4,54
7,92	1,030	1,045	6,87
8,79	1,060	1,075	7,71
10,06	0,996	1,010	9,05

График строится для широкой области как отрицательных, так и положительных значений моментов. Затем наносятся точки, соответствующие значениям обоих моментов для выбранных углов атаки. Соединив точки кривой, получим зависимость моментов от углов атаки. Эти кривые проходят так в том случае, если углы крыла и оперения равны, т. е. если угол между крылом и стабилизатором равен нулю. Отметим, что положительные моменты это те, которые опускают нос (пикирующие), а отрицательные те, которые поднимают нос (кабрирующие). Далее учтем поправки на скос потока у оперения, которые были рассчитаны выше. Из поляры крыльевого профиля можно легко получить угол атаки α_0 . Это такой угол атаки, при котором подъемная сила крыла становится равной нулю. В нашем случае α_0 составляет $-2,2^\circ$. В нашем графике продольных моментов углу $\alpha_0 = -2,2^\circ$ соответствует вертикальная линия (пунктирная), параллельная оси моментов. Если теперь кривую моментов оперения смещать параллельно горизонтальной оси, то это будет соответствовать изменению угла установки оперения или, соответственно, изменению угла между крылом и оперением. При этом можно сдвинуть кривую моментов оперения с учетом

В нашем случае он составляет $3,2^\circ$. В заключение построим кривую результирующих моментов

$$\frac{M_{\text{сумм}}}{q} = \frac{M_{\text{кр}}}{q} + \frac{M_{\text{г.о.}}}{q}.$$

При всех углах, меньших наивыгоднейшего, эта кривая лежит в области отрицательных (кабрирующих) моментов, при наивыгоднейшем угле пересекает ось α и переходит в область положительных (пикирующих) моментов. Если кривая результирующих моментов подобна описанной, то модель в продольном отношении летает устойчиво.

Итак, мы видим, что при угле между крылом и оперением $\sigma = 3,2^\circ$ на угле атаки 5° наступает полное равновесие продольных моментов, т. е. моменты крыла и оперения равны по величине и противоположны по направлению, так что взаимно друг друга уничтожают. Тем не менее, хотя в этом случае моменты уничтожаются, оперение развивает подъемную силу.

Во 2-м случае, рассматриваемом ниже, горизонтальное оперение является симметричным и служит только для обеспечения устойчивости. Так как при нормальном полете на оперении не должна возникать подъемная сила, то центр тяжести (ц. т.) модели должен совпадать с центром давления крыла.

2-й случай (горизонтальное оперение с симметричным профилем)

$$r_{\text{кр}} + r_l = 7,35 \text{ дм}$$

$$r_{\text{кр}} = 0,46 \text{ дм} = l_{\text{кр}}$$

$$\frac{r_{\text{кр}}}{\theta_{\text{кр}}^{\text{ср}}} = \frac{0,46}{1,3} = 0,354$$

$$S_{\text{кр}} \cdot \theta_{\text{кр}}^{\text{ср}} = 30,6 \cdot 1,3 = \\ = 39,8 \text{ дм}^2 \text{ дм}$$

$$r_l = 6,89 \text{ дм}$$

$$\frac{r_l}{\theta_{\text{г.о.}}^{\text{ср}}} = \frac{-6,89}{0,75} = -9,20$$

$$S_{\text{г.о.}} \cdot \theta_{\text{г.о.}}^{\text{ср}} = 3,4 \cdot 0,75 = \\ = 2,55 \text{ дм}^2 \text{ дм}$$

Результаты расчета приведены в табл. 6.

Сделав построение так же, как и в 1-м случае, получим график (рис. 17), из которого видно, что для получения требуемого равновесия моментов при применении симметричного профиля между крылом и стабилизатором нужен угол $\sigma = 4^\circ$.

Таблица 6

$\alpha_{кр}$	$C_{ткр}$	$C_{укр}$	$\frac{r_{кр}}{\theta_{кр}^{ср}} \cdot C_{укр}$	$C_{тц.т}^k$	$\frac{M_{кр}}{q}$	$\alpha_{г.о}$	$C_{тг.о}$	$C_{уг.о}$	$\frac{r_l}{\theta_{кр}^{ср}} \cdot C_{уг.о}$	$C_{тц.т}^{г.о}$	$\frac{M_{г.о}}{q}$
-5,15	-0,039	-0,215	-0,076	0,037	1,47	0	0	0	0	0	0
-2,74	+0,029	-0,065	-0,023	0,052	2,07	$\pm 1,34$	0,021	0,096	-0,883	0,904	$\pm 2,31$
-0,80	0,130	+0,200	+0,071	0,059	2,35	$\pm 2,69$	0,045	0,192	-1,767	1,812	$\pm 4,62$
+1,17	0,210	0,465	0,165	0,045	1,79	$\pm 5,67$	0,093	0,385	-3,541	3,634	$\pm 9,27$
3,25	0,277	0,720	0,255	0,022	0,88	$\pm 6,25$	0,113	0,450	-4,140	4,253	$\pm 10,85$
5,45	0,318	0,898	0,318	0	0	$\pm 7,14$	1,118	0,520	-4,780	4,898	$\pm 12,50$
7,92	0,340	1,030	0,365	-0,025	-1,00	$\pm 8,12$	0,103	0,535	-4,920	5,023	$\pm 12,81$
8,79	0,342	1,060	0,375	-0,033	-1,31	$\pm 11,05$	0,095	0,580	-5,330	5,425	$\pm 13,84$
10,06	0,356	0,996	0,353	+0,003	+0,12						

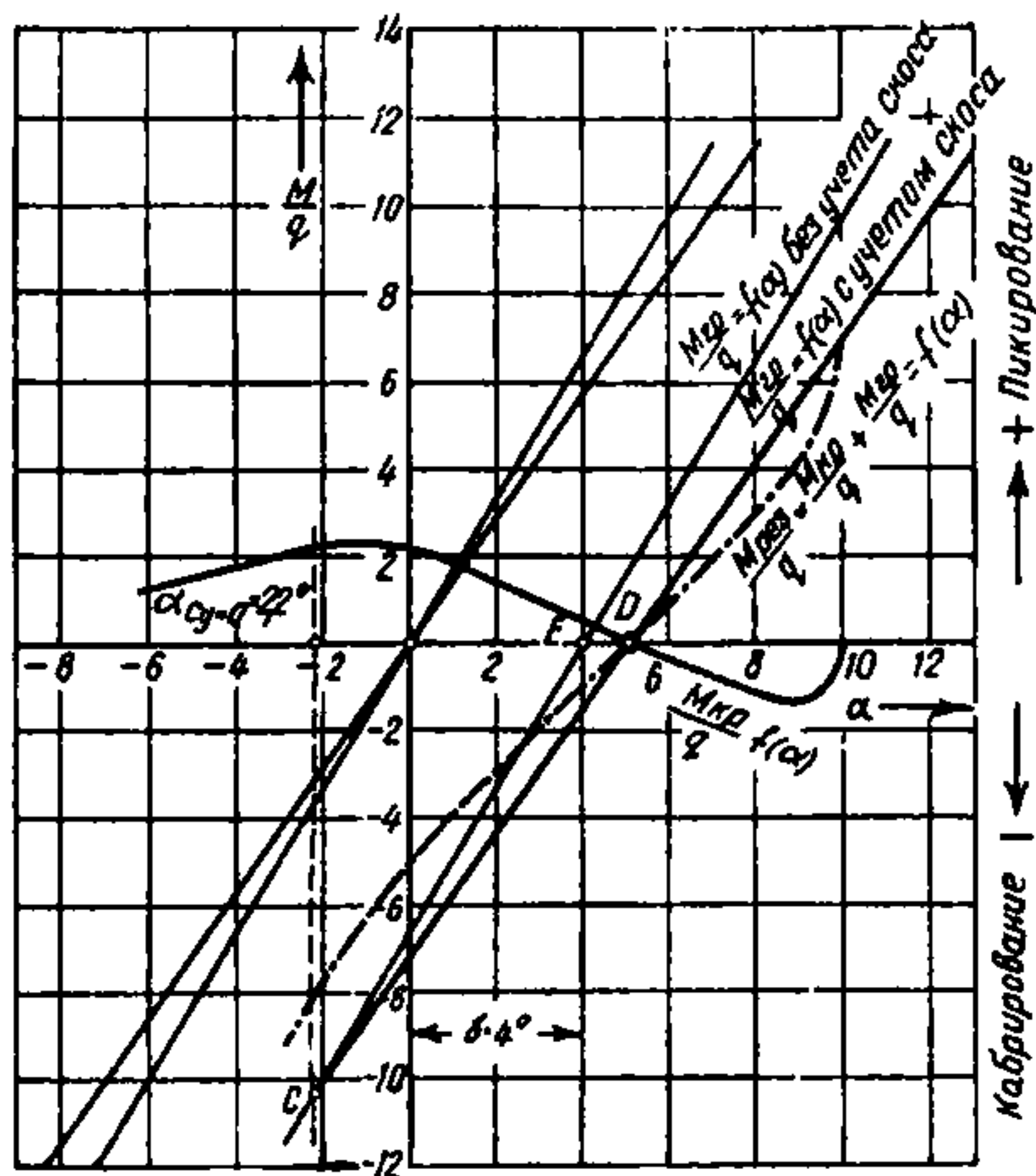


Рис. 17. Равновесие продольных моментов
(2-й случай)

К недостатку симметричного профиля оперения относится то, что оперение не дает подъемной силы. Однако у него есть и преимущество: его сопротивление меньше, чем у несущего оперения, что снижает вредное сопротивление модели. Так как в нашем случае применяется относительно маленькое симметричное оперение, то трудно сказать, будет ли модель с несущим оперением иметь более хорошие аэродинамические характеристики. Испытания модели покажут это лучше, чем расчет. Однако следует помнить, что симметричный профиль дает большую устойчивость (сравните рис. 16 и 17). Несущее оперение в области между пикированием ($C_y = 0$ при α_0) и углом атаки наивыгоднейшего снижения имеет гораздо меньшие восстанавливающие моменты, чем в области повышения $\alpha_{навыг.}$ (в моменты «передирания»). При симметричном оперении восста-

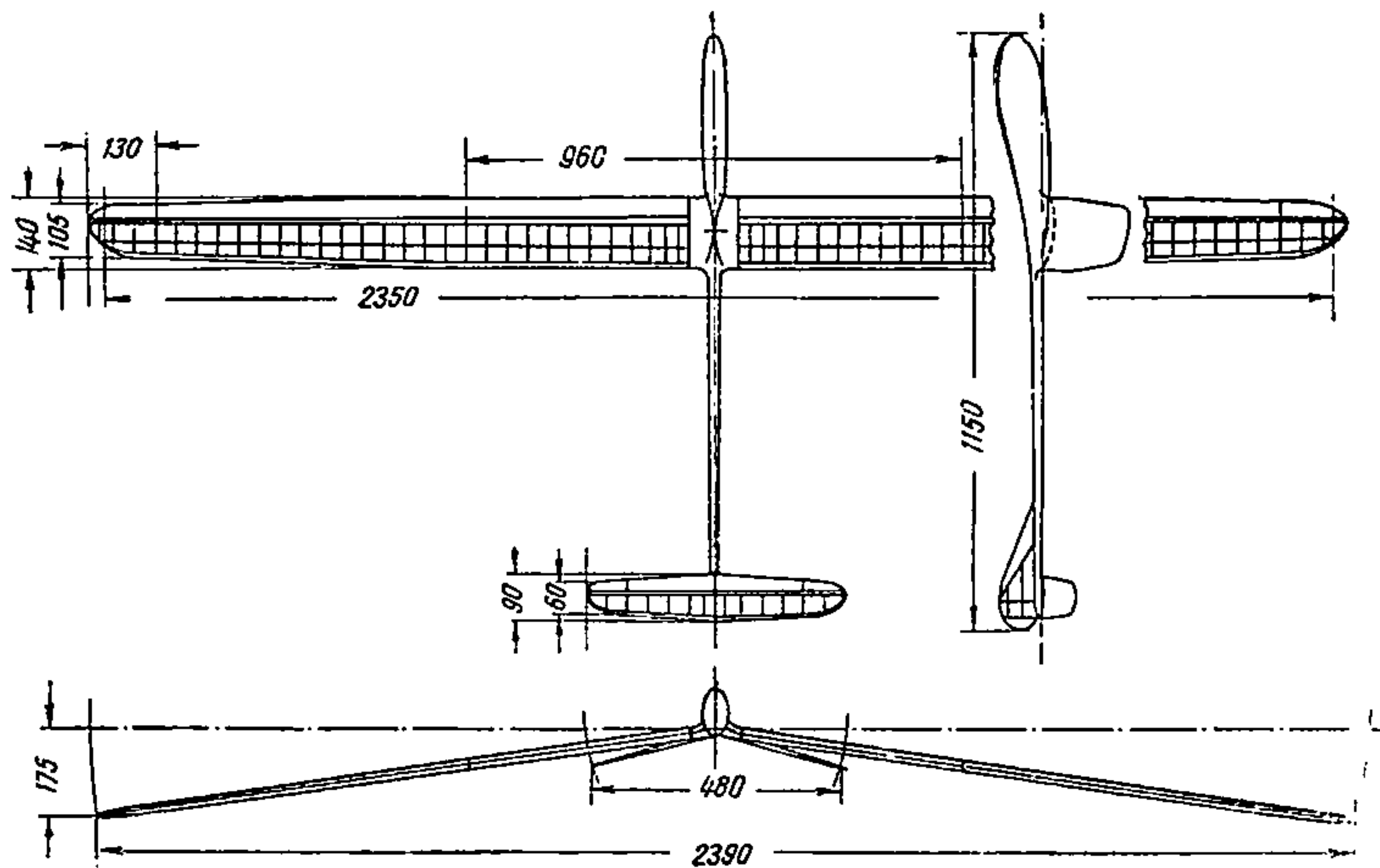


Рис. 18. Общий вид модели

Углы модели	1-й случай	2-й случай
Угол планирования	3,1°	3,1°
Угол атаки	5,0°	5,0°
Угол установки крыла	4,0°	4,0°
Угол между крылом и стабилизатором	3,2°	4,0°
Угол установки оперения	$\pm 0,8^\circ$	$\pm 0^\circ$

навливающие моменты в верхней и нижней области одинаковы. Отсюда видно, что при несущем оперении возможно затягивание модели в пикирование, что исключено при применении на оперении симметричного профиля.

Приведем в табл. 7 сравнение двух описанных расчетных случаев.

В заключение можно сказать, что для хорошо летающих моделей класса А-2 с очень маленькой площадью оперения (рис. 18) не следует применять несущие профили оперения. Целесообразнее для оперения применять профиль в виде плоской пластинки.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основании проведенных испытаний можно сказать, что модель класса А-2 с крылом большого удлинения может летать три минуты. Описываемая модель предназначена для полетов в хорошую погоду и даже при небольшом ветре не может давать хороших результатов. Поэтому авиамоделисты на второй модели делают крыло с малым удлинением на случай неблагоприятной погоды.

Нужно основное внимание исследовательских работ направить на развитие моделей с крылом меньшего удлинения, чем в описанном примере, т. е. сделать модели значительно меньше чувствительными к порывам ветра, сохранив, несмотря на это, 3-минутное время полета.

Однако, по нашему мнению, в настоящее время это не может быть осуществлено, хотя мы имеем целый ряд

надежных авиамодельных профилей старых и новых типов, но не знаем их точных аэродинамических характеристик, т. е. их поляр, измеренных в той области чисел Рейнольдса, в которой летают модели.

Необходимо, чтобы хорошие авиамодельные профили, прежде всего серия «В» доктора Бенедика и серия SI Зигурда Изаксона, были подвергнуты соответствующим исследованиям, результаты которых необходимо опубликовать.

Тогда для каждой модели можно будет выбрать наилучший профиль и получить высокие аэродинамические характеристики.

Модель класса А-2, которая приводилась как пример, была построена. Летные испытания модели проводились 3 января 1956 г. на летном поле авиационного спортклуба общества «Спорт и техника» в Шонхагене.

1. Метеоусловия

- | | |
|--|-------------------------------|
| а) Скорость ветра 0—2 м/сек.
б) Температура от 0 до +5°С
в) Небо безоблачное | } Погода при высоком давлении |
|--|-------------------------------|

2. Испытания.

Начало в 9 часов.

Центровка, запуски с рук (около 20 мин.).

Пробные полеты на леере 10 м.

Затем начались полеты с леером 50 м. В этих полетах было установлено, что характеристики, полученные при летных испытаниях, соответствуют расчетным. Расчетное время для абсолютно спокойного воздуха составляло 3 мин. 23 сек. Все полеты на полном леере при хорошем отделении модели от кольца продолжались от 3 мин. до 3 мин. 35 сек. В 11 часов время полетов заметно возросло, что свидетельствовало о влиянии термических восходящих потоков.

Время полета достигало 4—5 мин. а в 12 часов — 30—20 мин.

Характеризуя качество полета, надо сказать, что:

а) Модель с неотклоненным рулем поворота устойчиво выдерживает направление, что указывает на не большой избыток площади вертикального оперения. При полном отклонении руля поворота модель летает кругами диаметром 75—100 м.

б) Поперечная устойчивость модели также хорошая. Об этом свидетельствует быстрое выравнивание модели от (маленьких) боковых порывов.

в) Продольная устойчивость находится в допустимых границах. При старте на лсере модель хотя и ведет себя хорошо, но может в безветрие раскачаться и не всегда успокаивается.

При увеличении угла между крылом и стабилизатором с 3 до 4° необходимо центр тяжести сдвинуть вперед. Модель станет летать с углом атаки большим наимыгоднейшего, т. е. неполностью использует свои возможности. При этом продольная устойчивость немного увеличится.

В любом случае для моделей планеров коэффициент продольной устойчивости нецелесообразно выбирать меньше $0,7$. При значениях A от $0,75$ до $0,8$ каждая модель планера достаточно устойчива.

Дальнейшее увеличение коэффициента продольной устойчивости повлечет за собой только увеличение веса и вредного сопротивления.

ПРИНЯТЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

Везде индекс $_{кр}$ относится к крылу, а индекс $_{г.о}$ — к горизонтальному оперению.

Обозначение	Размерность	Значение
Геометрические величины		
$S_{сумм} = S_{кр} + S_{г.о}$	$дм^2$	Суммарная несущая площадь летающей модели
$S_{кр}$	$дм^2$	Площадь крыла
$S_{г.о}$	$дм^2$	Площадь стабилизатора
$S_{кр}/S_{г.о}$	—	Отношение площади крыла к площади стабилизатора
$b; b^{ср}$	$дм$	Хорда профиля, средняя хорда
l	$дм$	Размах
$\lambda = \frac{l}{b}$ (прямоугольная форма)	—	Удлинение
$\lambda = \frac{l^2}{S}$ (произвольная форма)	—	—
$b^к$	$дм$	Концевая хорда (на конце крыла)
$b^ц$	$дм$	Центральная хорда (на продольной оси модели)
α	градус	Угол атаки; измеряется между касательной к нижней поверхности профиля и направлением потока
β	градус	Угол заклинения; измеряется между касательной к нижней поверхности профиля и продольной осью фюзеляжа

Обозначение	Размерность	Значение
σ	градус	Угол деградации; измеряется между хордами профилей крыла и горизонтального оперения
$l_{г.о}$	дм	Действительное плечо горизонтального оперения; измеряется от центра тяжести модели до центра давления горизонтального оперения
$L'_{г.о}$	дм	Плечо горизонтального оперения; измеряется от центра давления крыла до центра давления стабилизатора
A	—	Коэффициент продольной устойчивости

Аэродинамические величины

γ	кг/м^3	Удельный вес воздуха
$g = 9,81$	м/сек^2	Ускорение силы тяжести
$\rho = \frac{\gamma}{g}$	$\frac{\text{кг}}{\text{сек}^2}$	Массовая плотность воздуха
V'	$\frac{\text{м}}{\text{м/сек}}$	Скорость полета
V_y	$\frac{\text{м}}{\text{м/сек}}$	Скорость снижения
$q = \frac{\rho V^2}{2}$	кг/м^2	Скоростной напор
Y	кг	Подъемная сила; перпендикулярна направлению потока
X	кг	Сопротивление; параллельно направлению потока
R	кг	Равнодействующая аэродинамических сил, складывающаяся из подъемной силы и сопротивления
M	кгм	Момент относительно передней кромки крыла
$M_{0,25}$	кгм	Момент относительно линии, проходящей на 0,25 $в_{ср}$ сзади передней кромки средней хорды
$M_{кр}$	кгм	Момент крыла относительно центра тяжести

65 коп.

**ИЗДАТЕЛЬСТВО
ДОСААФ
Москва — 1959**

ХОРСТ ШУЛЬЦЕ

Аэродинамика и летающая модель

Перевод с немецкого Л. В. Мурычева

Редактор Е. В. Ефремова Худ. ред. Б. А. Васильев
Техн. ред. Г. И. Блаженкова Корр. Л. И. Померанцева

Г-53134 Изд. № 2/1472 Подписано к печати 18.02.59
Формат бум. $84 \times 108^{1/32}$ 1,5 физ. л. = 2,460 усл. п. л. Уч.-изд. л. 2,230
Тираж 10 000 экз. Цена 65 коп.

Издательство ДОСААФ, Москва, Б-66, Ново-Рязанская, 26

Типография Изд-ва ДОСААФ, г. Тушино. Зак. 176