

053 а 2  
с-44

СПРАВОЧНИК  
АВИАКОНСТРУКТОРА

ТОМ

|

АЭРОДИНАМИКА  
САМОЛЕТА

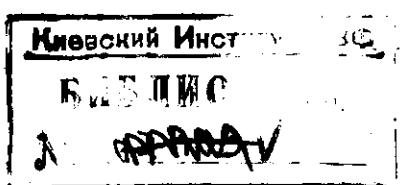
И.Дроздов  
30/11/46  
С.С.С.С.

18 февраля 1937 года скончался гигант большевистской мысли, непреклонной воли и силы большевик, верный сын трудового народа, ближайший друг и соратник великого Сталина, незабвенный Григорий Константинович Орджоникидзе. Тяжелая промышленность потеряла своего лучшего организатора и вдохновителя большевистских побед.

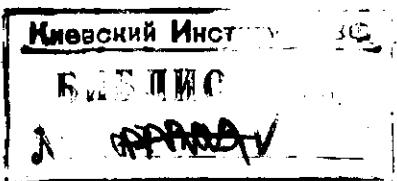
Нашей авиационной промышленности т. Серго уделял исключительное внимание и заботу. По его идеи и заданию начались работы по составлению Справочника авиаконструктора. Памяти его, нашего друга и руководителя, коллектив ЦАГИ посвящает свой труд.

ЦАГИ

dm



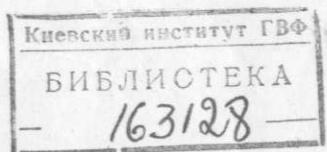
ГРИГОРИЙ КОНСТАНТИНОВИЧ ОРДЖОНИКИДЗЕ  
(1886—1937)



053а2  
с 74

# АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

БЕДНЫЙ ИДУ РАБОЧИЙ АТОНОМЫЙ ПОДІЛЯТЬ  
СІРІЯ - 630



053а2 + 53-01192

## Справочного пособия

одинаковой  
характера  
и других единиц  
изофизики жидкости  
(динамической) единицы

### ПРЕДИСЛОВИЕ

Том I „Справочника авиаконструктора“, составляющегося по личному указанию независимого Г. К. Орджоникидзе, представляет собой первую попытку ЦАГИ собрать и систематизировать имеющиеся литературные данные и практический опыт в области аэродинамики самолета. Состав материала I тома был определен условием дать достаточно проверенные сведения в указанной области, которыми мог бы воспользоваться при решении специальных вопросов конструктор и инженер расчетного бюро; приведены также ориентирующие сведения об эксперименте в области аэродинамики и общие сведения из теоретической аэродинамики. Основные обозначения в общем согласованы с ОСТами по гидродинамике, теоретической механике и по другим основным дисциплинам; коэффициенты отнесены к скоростному напору.

ЦАГИ обращается к читателю с просьбой сообщить все свои замечания и пожелания о Справочнике: его форме, характере изложения, необходимых добавлениях и исправлениях; эти сообщения будут приняты с глубокой благодарностью и учтены как при выходе следующих томов, так и во втором издании.

## ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

Несущая площадь	$S$	Число оборотов в минуту	$n$
Размах	$l$	» » в секунду	$n_c$
Длина хорды	$b$	Коэффициент полезного действия	$\eta$
Толщина профиля	$c$	Вес	$G$
Удлинение (относительное) $\left(\frac{l^2}{S}\right)$	$\zeta$	Плотность	$\rho$
Угол установки	$\theta$	Отношение плотности на высоте к плотности у земли	$\Delta$
Угол поперечного V	$\phi$	Температура [град. С]	$t$
Угол стреловидности	$\gamma$	абс	$T$
Угол атаки	$\alpha$	Масса	$m$
Угол скоса потока	$\Delta\alpha$	Давление	$p$
Угол траектории полета с горизонтом	$\theta$	Ускорение	$a$
Угол крена	$\chi$	Ускорение свободного падения	$g$
Угол скольжения	$\beta$	Угловое или дуговое перемещение	$\varphi$
Угол отклонения подвижного органа управления	$\delta$	Угловая скорость	$\omega$
Скоростной напор	$q$	Угловое ускорение	$\epsilon$
Полная аэродинамическая сила	$R$	Циркуляция скорости	$\Gamma$
Лобовое сопротивление	$X$	Коэффициент вязкости	$\mu$
Подъемная сила	$Y$	Кинематический коэффициент вязкости	$\nu$
Боковая сила	$Z$	Число Рейнольдса	$Re$
Момент	$M$	Число Фруда	$Fr$
Коэффициент лобового сопротивления	$c_x$	Число Берстуо	$Ba$
Коэффициент подъемной силы	$c_y$	Число Струхalia	$Sh$
Коэффициент боковой силы	$c_z$	Диаметр винта	$D$
Коэффициент полной аэродинамической силы	$c_R$	Ометаемая винтом площадь	$F$
Коэффициент момента	$c_m$	Число лопастей винта	$i$
Коэффициент индуктивного сопротивления	$c_{xi}$	Тяга	$P$
Коэффициент профильного сопротивления	$c_{xp}$	Шаг винта	$H$
$\left[ c_x = \frac{X}{qS} \text{ и т. д.} \right]$			
Скорость	$V$	Число модулей винта	$z$
Индукционная скорость	$v$	Относительная поступь	$\lambda$
$c_y$ (качество)	$k$	Коэффициент быстродействия	$c_s$
$c_x$	$\mu$	Коэффициент тяги винта	$\alpha$
$c_x$ (обратное качество)	$\mu$	Коэффициент мощности винта	$\beta$
Высота полета	$H$	Период колебаний	$T$
Дальность полета	$L$	Амплитуда	$A$
Время	$t(\tau)$	Модуль упругости	$E$
Мощность [л. с.]	$N$	Модуль сдвига	$G$
$\left[ \frac{\text{кг м}}{\text{с}} \right]$			
Т			

## ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ АЭРОДИНАМИКИ

### ОПЕЧАТКИ

по I тому «Справочника авиаконструктора».

Стр.	Строка	Нанесано	Должно быть	По чьей вине
25	16 сверху	потоками	поточными	корректора
209	5 сверху	).	).	"
357	1 снизу	$x_2^1$	$x_1^1$	тиографии
360	5 снизу	по диаграмме фиг. 402 для	по диаграмме для	"

## ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

Несущая площадь	<i>S</i>	Число оборотов в минуту	<i>n</i>
Размах	<i>l</i>	» » в секунду	<i>n<sub>c</sub></i>
Длина хорды	<i>b</i>	Коэффициент полезного действия	<i>η</i>
Толщина профиля	<i>c</i>	Вес	<i>G</i>
Удлинение (относительное) $\left(\frac{l^2}{S}\right)$	<i>i</i>	Плотность	<i>ρ</i>
Угол установки	<i>φ</i>	Отношение плотности на высоте к плотности у земли	<i>Δ</i>
Угол поперечного V	<i>ψ</i>	Температура [град. С]	<i>t</i>
Угол стреловидности	<i>γ</i>	абс	<i>T</i>
Угол атаки	<i>α</i>	Масса	<i>m</i>
Угол скоса потока	$\Delta\alpha$	Давление	<i>p</i>
Угол траектории полета с горизонтом	<i>θ</i>	Ускорение	<i>a</i>
Угол крена	<i>γ</i>	Ускорение свободного падения	<i>g</i>
Угол скольжения	<i>β</i>	Угловое или дуговое перемещение	<i>ψ</i>
Угол отклонения подвижного органа управления	<i>δ</i>	Угловая скорость	<i>ω</i>
Скоростной напор	<i>q</i>	Угловое ускорение	<i>ε</i>
Полная аэродинамическая сила	<i>R</i>	Циркуляция скорости	<i>Г</i>
Лобовое сопротивление	<i>X</i>	Коэффициент вязкости	<i>μ</i>
Подъемная сила	<i>Y</i>	Кинематический коэффициент вязкости	<i>γ</i>
Боковая сила	<i>Z</i>	Число Рейнольдса	<i>Re</i>
Момент	<i>M</i>	Число Фруда	<i>Fr</i>
Коэффициент лобового сопротивления		Число Бенсток	<i>Ro</i>

## ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ АЭРОДИНАМИКИ

Ско  
Инд  
 $c_y$   
 $\frac{c_x}{c_y}$   
 $c_x$   
 $\frac{c_x}{c_y}$   
Выс  
Дал  
Вре  
Мод

$$\left[ \frac{\text{кг м}}{\text{с}} \right]$$

*T*

Обозначения относительные имеют  
черту сверху

Это означает более сложную форму движения вязкого тела, кроме того, есть и гравитация, которая также влияет на движение тела, а также на его движение в воздухе. Воздух имеет массу и гравитацию, поэтому он может влиять на движение тела. Для этого необходимо учесть массу тела и сопротивление воздуха, которое зависит от скорости полета. Тогда можно будет определить, какое движение будет происходить в воздухе.

## АЭРОДИНАМИКА И ЕЕ РАЗДЕЛЕНИЕ

### Определения

Аэrodинамикой называется наука, изучающая движение воздуха и действие воздушного потока на тела, в нем находящиеся.

Ее принято разделять на три части: теоретическую аэrodинамику, экспериментальную аэrodинамику и аэродинамику самолета.

Теоретическая аэrodинамика (Т. А.) исходит из механических определений воздуха и делает все свои дальнейшие выводы чисто математическим путем. Это дает ее выводам исключительную общность и стройность. Однако само явление течения, для облегчения математических операций, в ней берется сильно схематизированным, что вызывает частое расхождение теоретических выводов с данными опытов.

Экспериментальная аэrodинамика (Э. А.) изучает само явление непосредственно путем опытов и переносит результаты опытов на другие, аналогичные случаи, с помощью закона подобия. В ней при обработке опытов широко пользуются данными Т. А. Основным вопросом в современной Э. А. является вопрос о законах перехода от испытаний малой модели к самолету в натуре.

Аэrodинамика самолета (А. С.) пользуется данными Т. А. и Э. А. и разрабатывает теорию полета летательных аппаратов разных типов. Инженеру она дает возможность создать методы расчета самолета.

## ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА

### Модели воздуха

Современная аэrodинамика пользуется механическими образами, представляющими собой схематизацию воздушной среды. Такие образы часто называются механическими моделями воздуха.

1. Идеальная несжимаемая жидкость. Воздух рассматривается, как материя с постоянной плотностью, непрерывно распределенная в пространстве и лишенная сил вязкости, т. е. внутри текущего воздуха могут существовать лишь нормальные напряжения, и отсутствуют тангенциальные напряжения. Нормальные напряжения суть давления; растяжения предполагаются несуществующими. В применении к такой среде аэrodинамика совпадает с гидродинамикой идеальной жидкости.

2. Вязкая несжимаемая жидкость. Модель 1 усложняется допущением существования тангенциальных напряжений, которые называются силами вязкости или силами внутреннего трения. В применении к такой среде аэrodинамика совпадает с гидродинамикой вязкой жидкости.

Теория течения вязкой жидкости весьма трудна, и до настоящего времени удалось решить точно лишь весьма немного простейших задач.

3. Идеальная упругая жидкость. В дополнение к модели 1 жидкость рассматривается, как сжимаемая упругая. В этом случае получается собственно аэrodинамика или газодинамика.

4. Упруго-вязкая жидкость. Теория движения такой жидкости почти не разработана; чтобы быть достаточно полной, она должна быть связана с термодинамикой.

5. Молекулярная структура жидкости. Более глубоко объяснить явления вязкости, теплопередачи и сжимаемости газа можно лишь исходя из молекулярной теории. В четырех первых моделях жидкость рассматривается, как непрерывно распределенная в пространстве (континуум); поэтому эти модели могут давать лишь более или менее приближенные ответы. Задача обтекания тел молекулярной средой не только не решена, но даже еще почти не поставлена.

Хотя в Т. А. большей частью пользуются моделью 1, однако и при этом ограничении она может дать ценные указания конструктору при подкреплении ее экспериментом; при этом особенно полезной оказалась теория вихрей.

### Поля около-обтекаемого тела

При обтекании тела потоком возникают изменения скоростей в окружающей тело среде, а также изменения давлений, плотностей и т. д. Основной задачей аэродинамики является нахождение зависимостей между векторными полями ускорений и скоростей и скалярными полями давлений и плотностей.

При изучении полей пользуются двумя методами, известными под названиями: метод Эйлера и метод Лагранжа.

#### Переменные Эйлера или локальная (местная) точка зрения

В этом методе проекции  $V_x, V_y, V_z$  скорости  $V$ , давление  $p$  и плотность  $\rho$  среды рассматриваются, как функции четырех независимых переменных  $x, y, z, t$ . Фиксируя  $t$  и изменения  $x, y, z$ , можно таким образом знать скорость, давление и плотность в различных точках пространства; фиксируя же  $x, y, z$  и меняя  $t$ , можно знать, как с течением времени меняются в данной точке скорость, давление и плотность вследствие подхода в эту точку все новых и новых частиц двигающейся среды. Если функции  $V_x, V_y, V_z, p, \rho$  должны быть отнесены к какой-либо индивидуальной движущейся частице, то их уже следует рассматривать, как функции одного независимого переменного  $t$ , так как для индивидуальной частицы  $x, y, z$  будут функциями от  $t$ . Это замечание надо иметь в виду при взятии для индивидуальной частицы производных по времени от проекций скорости, плотности и давления, когда  $x, y, z$  приходится рассматривать уже как посредствующие функции времени.

#### Переменные Лагранжа или субстанциональная (материальная) точка зрения

В этом методе за независимые переменные принимаются время  $t$  и параметры  $a, b, c$ , выделяющие индивидуальную частицу среды. Следовательно, координаты двигающейся частицы в методе Лагранжа представляются в виде:

$$\begin{aligned} x &= x(t; a, b, c), \\ y &= y(t; a, b, c), \\ z &= z(t; a, b, c). \end{aligned}$$

Часто за параметры  $a, b, c$  принимают начальные координаты частицы в начальный момент времени. Таким образом, в методе Лагранжа  $V_x, V_y, V_z, p, \rho$  являются функциями четырех независимых переменных  $t, a, b, c$ .

Если все функции не зависят явно от времени, т. е. если

$$\frac{\partial V_x}{\partial t} = 0, \quad \frac{\partial V_y}{\partial t} = 0, \quad \frac{\partial V_z}{\partial t} = 0, \quad \frac{\partial p}{\partial t} = 0, \quad \frac{\partial \rho}{\partial t} = 0, \quad \text{и т. д.,}$$

то движение называется установившимся.

### Линии тока и траектории

Линией тока называется линия, касательная в каждой точке которой совпадает с вектором скорости в этой точке (фиг. 1).

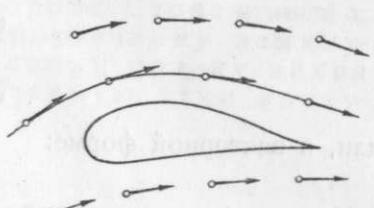
Трубкой тока называется часть пространства, ограниченная поверхностью, образованной линиями тока, проходящими через все точки малого замкнутого произвольного контура.

Траекторией частицы называется линия, описываемая частицей при ее движении.

Трубкой течения или струйкой называется часть пространства, ограниченная поверхностью, образованной траекториями, проходящими через все точки малого замкнутого произвольного контура.

Линией отмеченных частиц называется линия, образованная частицами, прошедшими через заданную неподвижную точку.

Эту линию экспериментально можно получить, например, с помощью дымаря. При установившемся движении линия тока, траектория и линия отмеченных частиц совпадают между собой.



Фиг. 1.

### Потенциальный поток

Если движение жидкости таково, что проекции  $V_x, V_y, V_z$  скорости есть частные производные от одной и той же функции  $\varphi(x, y, z, t)$  по соответствующим переменным:

$$V_x = \frac{\partial \varphi}{\partial x}, \quad V_y = \frac{\partial \varphi}{\partial y}, \quad V_z = \frac{\partial \varphi}{\partial z},$$

то движение называется потенциальным, а сама функция  $\varphi$  — потенциалом скоростей. При потенциальном движении проекция скорости по любому направлению  $s$  равна производной от  $\varphi$  по этому направлению, т. е.  $V_s = \frac{\partial \varphi}{\partial s}$ , где  $ds$  есть линейный элемент, взятый в направлении  $s$ . Физический смысл потенциала скоростей состоит в том, что выражение  $-\rho\varphi$  с точностью до произвольного постоянного представляет импульсивное давление, которое надо приложить в каждой точке жидкости, чтобы мгновенно получить данное состояние движения среды из покоя.

Геометрическое место точек с одинаковыми значениями потенциала скоростей представляет эквипотенциальную поверхность. Ее уравнение будет:

$$\varphi(x, y, z, t) = \text{const.}$$

Эта поверхность деформируется с течением времени. Если же движение установившееся, т. е.  $\varphi$  от  $t$  не зависит, то получается стационарная эквипотенциальная поверхность:

$$\varphi(x, y, z) = \text{const.}$$

Скорость нормальна к эквипотенциальной поверхности.

### Разложение движения бесконечно малой частицы

Гельмгольц показал, что в самом общем случае движение жидкой частицы может быть разложено на поступательное движение, движение деформации и вихревое движение. Как показал Стокс, вихревое движение есть то вращательное движение, которое имел бы жидкий шарик, выделенный из жидкости, при мгновенном

отвердевании этого шарика. Вектор этой угловой скорости  $\omega$  называется вектором вихря; проекции вектора  $\omega$  на оси координат выражаются формулами:

$$\omega_x = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial V_z}{\partial y} - \frac{\partial V_y}{\partial z} \right),$$

$$\omega_y = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial V_x}{\partial z} - \frac{\partial V_z}{\partial x} \right),$$

$$\omega_z = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial V_y}{\partial x} - \frac{\partial V_x}{\partial y} \right),$$

или, в векторной форме:

$$\bar{\omega} = \frac{1}{2} \operatorname{rot} \bar{V}.$$

В случае наличия потенциала скоростей вихрь нет, так как  $\omega_x = \omega_y = \omega_z = 0$ . Поступательное движение и движение деформации имеют потенциал скоростей. Таким образом, Гельмольц разложил движение жидкой частицы на потенциальное и вихревое.

Линией вихря называется линия, касательная в каждой точке которой направлена по вектору вихря в этой точке.

Вихревой трубкой или вихревым шнуром называется часть пространства, ограниченная поверхностью, образованной вихревыми линиями, проходящими через все точки малого замкнутого произвольного контура.

### Течение и циркуляция скорости

Элементом течения скорости  $V$  вдоль элемента  $ds$  некоторой линии называется скалярное произведение  $(\bar{V} ds)$ , или, если  $d\Gamma$  обозначает элемент течения,

$$d\Gamma = V ds \cos \theta = V_x dx + V_y dy + V_z dz,$$

где  $\theta$  есть угол между векторами  $\bar{V}$  и  $ds$  (фиг. 2).

Течением скорости по какому-нибудь конечному контуру  $AB$  называется количество, представляемое криволинейным интегралом:

$$\Gamma_{(AB)} = \int_{(AB)} V ds \cos \theta = \int_{(AB)} V_x dx + V_y dy + V_z dz.$$

Циркуляцией скорости называется течение по какому-нибудь замкнутому контуру:

$$\Gamma = \oint_{(C)} V_x dx + V_y dy + V_z dz = \oint_{(C)} V_x dx + V_y dy + V_z dz,$$

где знак  $\oint$  обозначает интегрирование по замкнутому контуру.

При наличии потенциала скоростей элемент течения равен:

$$d\Gamma = \frac{\partial \varphi}{\partial x} dx + \frac{\partial \varphi}{\partial y} dy + \frac{\partial \varphi}{\partial z} dz = d\varphi,$$

где дифференциал  $d\varphi$  берется в геометрическом смысле, т. е. время  $t$ , если оно входит в  $\varphi$ , считается произвольным, но постоянным параметром. Течение по контуру  $AB$  равно:

$$\Gamma_{(AB)} = \int_{(AB)} d\varphi = \varphi_B - \varphi_A,$$

т. е. разности значений потенциала скоростей в конечной и начальной точках независимо от вида контура  $AB$ , соединяющего эти точки. Циркуляция скорости по любому замкнутому контуру равна нулю:

$$\Gamma = \oint d\varphi = 0,$$

если потенциал  $\varphi$  скоростей однозначен.

В случае вихревого движения имеет место теорема Стокса, именно: циркуляция скорости по любому односвязному замкнутому контуру равна удвоенному полному потоку вихря через любую поверхность, ограниченную этим контуром, т. е.

$$\Gamma = 2 \iint \omega_n dS,$$

где  $\omega_n$  есть проекция вектора  $\omega$  на нормаль к элементу поверхности  $dS$ . Если замкнутый контур — бесконечно малый, то:

$$\Gamma = 2\omega_n \sigma,$$

где  $\sigma$  — площадь, ограниченная бесконечно малым контуром.

Томсоном доказана теорема, что  $\frac{d\Gamma}{dt} = 0$ , т. е.  $\Gamma = \text{const.}$ , если замкнутый контур перемещается вместе с движущимися жидкими частицами, через которые он проходит.

Если в бесконечно тонком вихревом шнуре провести перпендикулярное сечение, то проекция угловой скорости  $\omega_n$  на нормаль к плоскости сечения совпадает с самой угловой скоростью  $\omega$ . Таким образом, для циркуляции скорости  $\Gamma$  получается выражение  $2\omega\sigma$ . Произведение  $\omega\sigma$  называется напряжением вихревой трубы.

### Вихри

Гельмольцу принадлежат следующие теоремы о вихрях:

1) В идеальной жидкости, на которую действуют силы с однозначным потенциалом сил, вихри не могут ни возникнуть, ни уничтожаться, если они в ней существовали.

2) Напряжение вихревой трубы постоянно вдоль трубы.

3) Завихрение есть физическое свойство жидкости, т. е. оно не может переходить с завихренных частиц жидкости на другие частицы.

Из второго предложения следует, что вихревая трубка может быть или замкнута, или обоими концами уходить в бесконечность, или присасываться своими концами к оболочке, внутри которой находится жидкость.

Найти по данным компонентам  $V_x$ ,  $V_y$ ,  $V_z$  скорости компоненты вихря  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$  нетрудно; для этого необходимо только выполнить дифференцирование. Однозначно решить обратную задачу, т. е. определить во всей жидкости компоненты скорости  $V_x$ ,  $V_y$ ,  $V_z$  по данным компонентам  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$  вихря возможно лишь в предположении, что скорость меняется непрерывно при переходе из завихренной области в незавихренную и стремится к нулю при бесконечном удалении от завихренной области. Это предположение подтверждается опытом. Если завихренная область представляет собою вихревой шнур, то можно доказать, что жидкую частицу вне вихревого шнуря должна двигаться так, как если бы каждый элемент  $dL$  вихревого шнуря с циркуляцией скорости  $\Gamma$  давал жидкой частице элемент скорости  $dV$ , определяемый по закону Био-Савара, а именно:

$$dV = \frac{\Gamma}{4\pi r^2} \sin \theta dL,$$

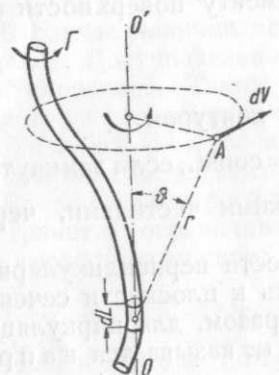
где  $r$  есть расстояние от элемента шнура до рассматриваемой жидкости частицы,  $\vartheta$  есть угол между направлением  $r$  и направлением угловой скорости шнура в месте элемента длины  $dL$  шнура. Элемент скорости направлен перпендикулярно к плоскости, проходящей через  $r$  и  $dL$ , в сторону вращения, определяемого угловой скоростью (фиг. 3).

Если вихревой шнур прямолинейный и бесконечный, причем уходит в бесконечность обеими своими концами, то частица жидкости вне вихревого шнура должна иметь скорость  $V$ , равную:

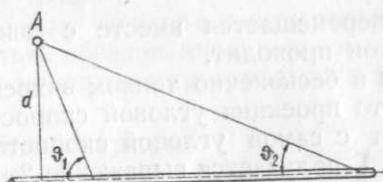
$$V = \frac{\Gamma}{2\pi d},$$

где  $d$  есть перпендикулярное расстояние от частицы до прямолинейного шнура. Скорость  $V$  направлена перпендикулярно к плоскости, проходящей через  $d$  и шнур; частица жидкости описывает вокруг шнура окружность, плоскость которой перпендикулярна к шннуру.

В приложениях очень часто приходится определять воздействие на поток отрезка пра-



Фиг. 3.



Фиг. 4.

молинейного вихревого шнура. Вызываемая отрезком прямолинейного вихревого шнура скорость в точке  $A$  (фиг. 4) перпендикулярна плоскости чертежа и направлена в сторону вращения вихревого шнура; величина этой скорости равна:

$$V_A = \frac{\Gamma}{4\pi d} (\cos \theta_2 - \cos \theta_1).$$

Если имеется несколько вихревых шнуро, результирующую скорость можно получить, пользуясь принципом независимости:

$$\bar{V} = \bar{V}_1 + \bar{V}_2 + \bar{V}_3 + \dots$$

### Уравнения движения идеальной жидкости

Уравнения движения идеальной жидкости наиболее часто употребляются в форме, данной Эйлером, а именно:

$$\begin{aligned} \frac{\partial V_x}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_x}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_x}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_x}{\partial z} &= X - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x}, \\ \frac{\partial V_y}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_y}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_y}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_y}{\partial z} &= Y - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y}, \\ \frac{\partial V_z}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_z}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_z}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_z}{\partial z} &= Z - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z}, \end{aligned}$$

где  $X, Y, Z$  суть проекции силы, отнесеной к единице массы. К этим уравнениям должно быть прибавлено еще уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho V_x)}{\partial x} + \frac{\partial (\rho V_y)}{\partial y} + \frac{\partial (\rho V_z)}{\partial z} = 0,$$

и уравнение, связывающее давление и плотность и зависящее от физических свойств жидкости. Если изучаемая жидкость есть газ, то это последнее уравнение есть уравнение состояния газа. Если газ подчиняется закону Бойля-Мариотта, то уравнение состояния имеет вид  $pV = RT$ , где  $v$  есть объем, а  $R$  — постоянное; для адиабатного процесса уравнение состояния газа имеет вид  $pV^k = \text{const.}$ , где  $k$  — специальное постоянное. Приведенные пять уравнений достаточны для определения пяти неизвестных  $V_x, V_y, V_z, p, \rho$ . Если сжатием можно пренебречь, то  $\rho$  надо считать постоянным, и уравнение неразрывности принимает вид:

$$\frac{\partial V_x}{\partial x} + \frac{\partial V_y}{\partial y} + \frac{\partial V_z}{\partial z} = 0.$$

Уравнение неразрывности при установившемся движении для стационарной струйки можно составить, исходя из постоянства расхода жидкости вдоль струйки. Именне, обозначая плоадь поперечного сечения струйки через  $F$ , для сжимаемой жидкости этому уравнению можно придать вид:

$$\rho_1 F_1 V_1 = \rho_2 F_2 V_2,$$

и для несжимаемой жидкости — вид:

$$F_1 V_1 = F_2 V_2,$$

где указатели 1 и 2 относятся к любым двум сечениям струйки.

Если движение потенциальное, то уравнение неразрывности в дифференциальной форме сбрасывается в уравнение для потенциала скоростей:

$$\frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial z^2} = 0.$$

Последнее уравнение называется уравнением Лапласа.

Для потенциального потока тяжелой жидкости ее уравнения движения имеют интеграл, найденный Лагранжем:

$$\int \frac{dp}{\rho} = F(t) - \frac{\partial \varphi}{\partial t} - \frac{1}{2} V^2 - gz,$$

где  $F(t)$  есть произвольная функция времени, а  $z$  есть высота рассматриваемой точки над горизонтальной плоскостью. Для установившегося движения это уравнение принимает вид:

$$\int \frac{dp}{\rho} = C - \frac{1}{2} V^2 - gz,$$

где  $C$  — произвольное постоянное, сохраняющее свое значение во всех точках занятого жидкостью пространства. Интеграл Лагранжа имеет место только для потенциального движения, т. е. при отсутствии вихрей.

Следующий интеграл, принадлежащий Бернулли, имеет место только для установившегося движения. Интеграл существует как для потенциального, так и для вихревого движения, но он имеет силу только вдоль, хотя и выбранной произвольно, но одной и той же линии тока. Интеграл Бернулли имеет вид:

$$\int \frac{dp}{\rho} = C_1 - \frac{1}{2} V^2 - gz,$$

где  $C_1$  — произвольное постоянное, но остающееся постоянным вообще только вдоль выбранной линии тока.

Если плотность  $\rho$  постоянна, то интеграл Бернулли принимает вид:

$$\frac{p}{\rho} = C_1 - \frac{1}{2} V^2 - gz$$

или

$$p + \frac{\rho V^2}{2} + \gamma z = \text{const.}$$

Выбрав два сечения струйки 1 и 2 (фиг. 5), можно представить последнее уравнение в виде:

$$p_1 + \frac{\rho V_1^2}{2} + \gamma z_1 = p_2 + \frac{\rho V_2^2}{2} + \gamma z_2 + \xi;$$

здесь  $\xi$  (высота потерь) соответствует потере энергии в струйке между сечениями 1 и 2. Каждое слагаемое этой формулы носит название:

$p$  — давление статическое или гидродинамическое.

$\frac{\rho V^2}{2}$  — скоростной напор или динамическое давление,

$\gamma z$  — гидростатическое давление,

$\xi$  — потерянный напор.

Сумма всех слагаемых называется полным напором.

Уравнение Бернулли для газа, принимая процесс адиабатическим, имеет вид:

$$\frac{V_1^2}{2g} + z_1 = \frac{V_2^2}{2g} + z_2 - \frac{k}{k-1} \frac{p_1}{\gamma} \left[ 1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \right] + \xi,$$

где  $k$  — показатель адиабаты. Для воздуха приблизительно получается:

$$\frac{V_1^2}{2g} + z_1 = \frac{V_2^2}{2g} + z_2 - 3,45 \frac{p_1}{\gamma} \left[ 1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{0,29} \right] + \xi,$$

так как для него  $k \approx 1,41$ .

#### Давление потока в критической точке нулевой скорости

Точка, в которой скорость потока имеет особенность, например, обращается в нуль или в бесконечность, называется критической точкой. Критическая точка нулевой скорости имеется у всякого обтекаемого тела, например, у крыла самолета вблизи его носка.

Пренебрегая разностью гидростатических давлений вдоль струйки, обозначая через  $p_2$  давление в критической точке нулевой скорости, а через  $p_0$ ,  $\rho_0$  и  $V_0$  — давление, плотность и скорость в точке, весьма удаленной от обтекаемого тела, из уравнения Бернулли для несжимаемой жидкости получают:

$$p_2 = p_0 + \frac{\rho V_0^2}{2} = p_0 + q_0,$$

Для воздуха из того же уравнения Бернулли получается:

$$p_2 = p_0 \left( 1 + \frac{k-1}{k} Ba_0^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} = p_0 (1 + 0,205 Ba_0^2)^{3,45},$$

где

$$Ba_0 = \frac{V_0}{a_0} = \sqrt{\frac{V_0}{k \frac{p_0}{\rho_0}}}.$$

Число  $Ba$ , равное  $\frac{V}{a}$ , т. е. отношение скорости потока в какой-нибудь точке к скорости звука в той же точке, называется числом Берсту для этой точки. Разлагая выражение для  $p_2$  в ряд, можно представить  $p_2$  в виде:

$$p_2 = p_0 + q_0 \left( 1 + \frac{Ba_0^2}{4} + \frac{Ba_0^4}{40} + \dots \right) = p_0 + q_0 (1 + \varepsilon),$$

где  $\varepsilon$  есть поправка, обусловленная сжимаемостью газа. Величина этой поправки дана в таблице I:

Таблица I

$V_0 \left[ \frac{m}{c} \right]$	34	68	136	272	340
$Ba_0$	0,1	0,2	0,4	0,8	1,0
$\varepsilon$	0,0025	0,01	0,04	0,173	0,275

Отсюда видно, что пользоваться теоремой Бернулли для воздуха без учета его сжимаемости можно лишь до скоростей 70—100 м/с; при больших скоростях ошибка в определении скоростного напора  $q$  становится больше одного процента.

При сверхзвуковых скоростях давление в критической точке нулевой скорости приходится уже находить по формуле Релея:

$$p_2 = p_0 \frac{166,7 V_0^7}{a_0^2 (7 V_0^2 - a_0^2)^{2,5}}.$$

#### Источники и стоки

Если движение жидкости определено потенциалом скоростей  $\psi$ , где

$$\psi = \frac{Q}{4\pi r},$$

то говорят, что оно вызвано источником или стоком. Количество  $r$  представляет расстояние от точки  $(x, y, z)$ , в которой находится движущаяся масса жидкости, до фиксированной точки  $(x_0, y_0, z_0)$ , в которой находится источник или сток; количество  $Q$  представляет количество жидкости, вытекающее в единицу времени через поверхность шара, описанного вокруг точки  $(x_0, y_0, z_0)$  любым произвольным радиусом. При этом движение жидкости течёт вдоль радиусов  $r$ . Если  $Q$  отрицательно, то жидкость вытекает из точки  $(x_0, y_0, z_0)$ , и эта точка называется источником; если же  $Q$  положительна, то жидкость поглощается в точке  $(x_0, y_0, z_0)$ , и эта точка называется стоком. Количество  $Q$  называется мощностью. Сумма двух бесконечно близких источника и стока с бесконечно большими и одинаковыми по абсолютному значению мощностями называется

диполем или дублетом. Прямая, на которой расположены источник и сток, называется осью диполя. Потенциал скоростей  $\varphi$  для диполя имеет вид:

$$\varphi = C \frac{\cos \theta}{r^2},$$

где  $C$  — постоянное, и  $\theta$  есть угол между  $r$  и осью диполя. Смысл введения источников, стоков и диполей состоит в том, что комбинацией их можно получить такое же течение, какое имеет место при обтекании заданного тела. Задача нахождения их мощностей и их распределений в пространстве, соответствующих заданному телу, является весьма трудной. Приближенное ее решение удалось лишь в некоторых случаях.

### Плоско-параллельный поток

Если во всех параллельных между собой плоскостях движение происходит совершенно одинаковым образом, то поток называется плоско-параллельным. Следовательно, при изучении плоско-параллельного потока достаточно знать движение лишь в одной из параллельных плоскостей. Одну из таких плоскостей принимают обыкновенно за плоскость  $xOy$ . Поэтому, чтобы из общих уравнений Эйлера получить уравнения для плоско-параллельного потока, достаточно положить в уравнениях Эйлера  $V_z = 0$  и  $z = 0$ , т. е. рассматривать все функции, как зависящие только от  $x$ ,  $y$  и  $t$ . Из проекций  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$  вихря не обращается тождественно в нуль только последняя, что показывает, что вектор вихря  $\omega$  должен быть перпендикулярен к плоскости  $xOy$ . Условие неразрывности для плоско-параллельного потока принимает вид:

$$\frac{\partial V_x}{\partial x} + \frac{\partial V_y}{\partial y} = 0.$$

Из этого уравнения следует, что:

$$V_x = \frac{\partial \psi}{\partial y}, \quad V_y = -\frac{\partial \psi}{\partial x},$$

где  $\psi$  есть некоторая функция от  $x$ ,  $y$ ,  $t$ . Функция  $\psi$  называется функцией тока, так как уравнение  $\psi = \text{const}$  определяет линии тока. Если поток потенциальный, то:

$$V_x = \frac{\partial \varphi}{\partial x}, \quad V_y = \frac{\partial \varphi}{\partial y}.$$

Сравнение выражений для проекций скорости через  $\varphi$  и  $\psi$  приводит к формулам:

$$\frac{\partial \varphi}{\partial x} = \frac{\partial \psi}{\partial y}, \quad \frac{\partial \varphi}{\partial y} = -\frac{\partial \psi}{\partial x}.$$

Эти соотношения называются соотношениями Коши-Римана. Из них следует, что  $\varphi + i\psi$ , где  $i = \sqrt{-1}$ , есть функция комплексного переменного  $x + iy$ . Таким образом, в теорию плоско-параллельного потока естественно включается теория функций комплексного переменного. Так как теория функций комплексного переменного весьма развита и обладает многими весьма важными для аэродинамики предложениями, то теория плоско-параллельного потока гораздо более изучена, чем теория пространственного потока. Т. А. в высокой степени использует теорию плоско-параллельного потока при изучении обтекания профилей крыльев самолета. С помощью этой теории проф. Н. Е. Жуковским получена его знаменитая теорема о поддерживающей силе потока.

### Теорема Н. Е. Жуковского

Если поток, имеющий в бесконечности скорость  $V_0$ , обтекает замкнутый контур, и циркуляция скорости по этому контуру равна  $\Gamma$ , то равнодействующая силы давления (поддерживающая сила) потока на этот контур равна  $\rho V_0 \Gamma$ . Поддерживающая сила перпендикулярна направлению скорости  $V_0$  и повернута по отношению к направлению скорости  $V_0$  в сторону, обратную направлению циркуляции.

В применении к пространству надо произведение  $\rho V_0 \Gamma$  умножить на размах  $l$ , если циркуляция во всех сечениях размаха постоянна. В противном случае следует размах  $l$  разбить на части.

Теорема Жуковского находит весьма широкое применение в инженерных расчетах (крылья, винты и т. д.).

### Присоединенная масса

При движении тела в жидкости тело приводит в движение и окружающую его жидкость. Таким образом работа, которую надо затратить, чтобы привести в движение тело в жидкости, должна быть больше, чем работа, которую надо затратить для приведения в движение тела в пустоте. Теория показывает, что при этом дело обстоит так, как если бы масса тела увеличилась. Так как при движениях в разных направлениях это кажущееся увеличение массы оказывается различным, то приходится вводить увеличение массы разным для разных направлений движения. Это приращение массы называется присоединенной массой. Для плоско-параллельного потока присоединенная масса круга равна массе жидкости в объеме этого круга. Присоединенная масса шара равна половине массы жидкости в объеме шара.

### Уравнения движения вязкой жидкости

При движении вязкой жидкости каждая площадка, проведенная внутри жидкости, испытывает со стороны жидкости не только нормальные напряжения (давления), как это имеет место для идеальной жидкости, но и тангенциальные напряжения. Все эти напряжения зависят от направления площадки. Можно показать, что можно найти напряжения для любого направления площадки, если известны нормальные и тангенциальные напряжения для трех взаимно-перпендикулярных направлений площадки; например, достаточно знать напряжения для трех положений площадки, перпендикулярных к трем прямоугольным осям координат  $Ox$ ,  $Oy$ ,  $Oz$ . Если первым положением обозначить ось, к которой площадка перпендикулярна, а вторым — ось, на которую проектируется напряжение, то получаются

$$\begin{aligned} p_{xx}, & \quad p_{xy}, & \quad p_{xz}; \\ p_{yx}, & \quad p_{yy}, & \quad p_{yz}; \\ p_{zx}, & \quad p_{zy}, & \quad p_{zz}. \end{aligned}$$

Количество  $p_{xx}$ ,  $p_{yy}$ ,  $p_{zz}$  представляют нормальные напряжения, а остальные — тангенциальные напряжения. Можно показать, что:

$$p_{yx} = p_{xy}, \quad p_{zy} = p_{yz}, \quad p_{xz} = p_{zx}.$$

Все эти количества суть функции от  $x$ ,  $y$ ,  $z$ ,  $t$ . Количество  $p$ , равное среднему арифметическому из нормальных напряжений,

$$p = \frac{p_{xx} + p_{yy} + p_{zz}}{3}$$

не зависит от выбора направлений осей координат. Нормальные и тангенциальные напряжения определяются формулами:

$$p_{xx} = -p - \frac{2}{3}\mu\left(\frac{\partial V_x}{\partial x} + \frac{\partial V_y}{\partial y} + \frac{\partial V_z}{\partial z}\right) + 2\mu\frac{\partial V_x}{\partial x},$$

$$p_{yy} = -p - \frac{2}{3}\mu\left(\frac{\partial V_x}{\partial x} + \frac{\partial V_y}{\partial y} + \frac{\partial V_z}{\partial z}\right) + 2\mu\frac{\partial V_y}{\partial y},$$

$$p_{zz} = -p - \frac{2}{3}\mu\left(\frac{\partial V_x}{\partial x} + \frac{\partial V_y}{\partial y} + \frac{\partial V_z}{\partial z}\right) + 2\mu\frac{\partial V_z}{\partial z},$$

$$p_{xy} = p_{yx} = \mu\left(\frac{\partial V_x}{\partial y} + \frac{\partial V_y}{\partial x}\right),$$

$$p_{yz} = p_{zy} = \mu\left(\frac{\partial V_y}{\partial z} + \frac{\partial V_z}{\partial y}\right),$$

$$p_{zx} = p_{xz} = \mu\left(\frac{\partial V_z}{\partial x} + \frac{\partial V_x}{\partial z}\right).$$

Эти формулы должны рассматриваться лишь как приближенные, но наиболее естественные. Коэффициент  $\mu$  называется коэффициентом вязкости; его размерность в технической системе единиц равна:

$$[\mu] = \text{kg}^1 \text{m}^{-2} \text{c}^1.$$

При расчетах часто приходится иметь дело с дробью  $\frac{\mu}{\rho}$ . Эта дробь обозначается через  $\nu$  и называется кинематическим коэффициентом вязкости; его размерность в технических единицах равна:

$$[\nu] = \text{m}^2 \text{c}^{-1}.$$

Коэффициент вязкости зависит от температуры. При  $15^\circ\text{C}$  и  $760 \text{ mm Hg}$  в технических единицах коэффициент вязкости воздуха равен:

$$\mu = 1,82 \cdot 10^{-6} \left[ \frac{\text{kg c}}{\text{m}^2} \right],$$

а кинематический коэффициент вязкости:

$$\nu = 1,45 \cdot 10^{-5} \left[ \frac{\text{m}^2}{\text{c}} \right].$$

(Для получения приближенных значений  $\nu$  может служить график Прандтля фиг. 6).

Те же коэффициенты для воды при  $15^\circ\text{C}$  равны:

$$\mu = 1,164 \cdot 10^{-4} \left[ \frac{\text{kg c}}{\text{m}^2} \right], \quad \nu = 0,1145 \cdot 10^{-5} \left[ \frac{\text{m}^2}{\text{c}} \right].$$

Таким образом, кинематический коэффициент вязкости воздуха при  $15^\circ\text{C}$  в 12,7 раза больше кинематического коэффициента вязкости воды.

Зависимость коэффициента вязкости воздуха от температуры выражается в технических единицах следующей формулой:

$$\mu = 1,86 \cdot 10^{-6} - 5,03 \cdot 10^{-9} (13 - t^\circ),$$

где  $t^\circ$  — температура в град С.

Уравнения Навье-Стокса движения вязкой жидкости имеют вид:

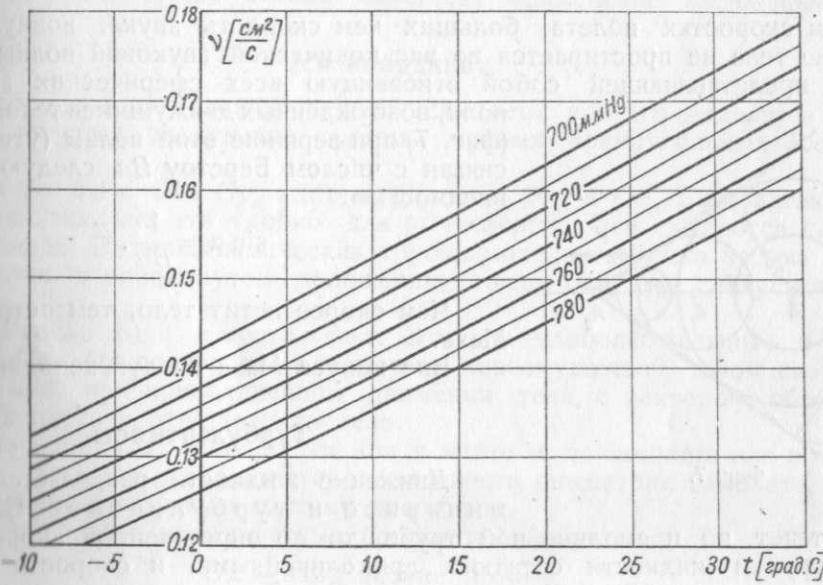
$$\frac{\partial V_x}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_x}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_x}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_x}{\partial z} = X - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \Delta V_x,$$

$$\frac{\partial V_y}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_y}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_y}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_y}{\partial z} = Y - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \Delta V_y,$$

$$\frac{\partial V_z}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_z}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_z}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_z}{\partial z} = Z - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \nu \Delta V_z,$$

где  $\Delta$  есть символ второго дифференциального параметра, т. е.

$$\Delta = \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2}.$$



Фиг. 6.

Чтобы определить пять неизвестных функций  $V_x, V_y, V_z, p$  и  $\rho$ , к этим трем уравнениям надо присоединить еще уравнение неразрывности и уравнение состояния жидкой среды.

Интегрирование этих уравнений и по настоящее время представляет непреодолимые трудности, и оно удалось только в очень частных простейших случаях. Большое значение имеют работы Озена и Прандтля в теории движения вязкой жидкости. Озен показал, что приведенные выше уравнения в частных производных можно заменить интегральными уравнениями, но решение последних удается лишь в частных простейших случаях. Практически более важны идеи Прандтля. В согласии с опытом Прандтль исходит из предположения, что явления вязкости жидкости заметно сказываются лишь в тонком слое, прилегающем непосредственно к обтекаемому телу. Этот слой получил название пограничного слоя. Вне пограничного слоя движущаяся жидкость с достаточной точностью можно рассматривать, как невязкую. Исходя из очень малой толщины пограничного слоя можно упростить для пограничного слоя уравнения движения вязкой жидкости. Таким образом, Прандтлем получены уравнения движения в пограничном слое для случая плоско-параллельного потока, обтекающего тело. Эти уравнения удается приблизенно проинтегрировать. Для пространственного потока, обтекающего тела с кривой поверхностью, урав-

нения пограничного слоя даны Леви-Чивита. Введенное Прандтлем понятие пограничного слоя оказалось чрезвычайно полезным и играет существенную роль в аэродинамике.

Одним из источников сопротивления тела при его движении в жидкости является трение тела о жидкость, т. е. вязкость жидкости. Из предыдущего следует, что изучение пограничного слоя открывает возможность и достаточно точного определения сопротивления тела, зависящего от вязкости.

При движении вязкой жидкости, кроме случаев, когда она двигается поступательно или вращательно, как твердое тело, происходит рассеивание механической энергии; именно, механическая энергия жидкости уменьшается, превращаясь преимущественно в тепло. Теория дает возможность составить выражение, представляющее меру рассеивания энергии вязкой жидкости.

### Обтекание тел при сверхзвуковых скоростях

При скоростях полета, больших чем скорость звука, возмущающее действие тела не простирается во вне конической звуковой волны (волны Маха), представляющей собой огибающую всех сферических звуковых волн, возбужденных движущимся телом. Угол  $\alpha$  (фиг. 7) при вершине этой волны (угол Маха) связан с числом Берстру  $Ba$  следующей зависимостью:

$$\sin \alpha = \frac{1}{Ba}.$$

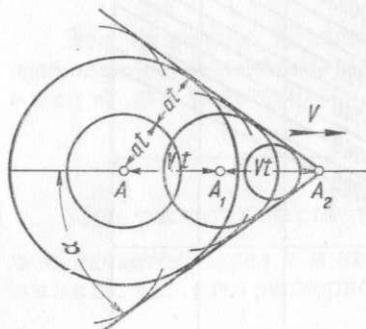
Чем скорее летит тело, тем острее угол Маха.

Вне конуса Маха воздух неподвижен.

### Турбулентность

Движение жидкости разделяется на ламинарное и турбулентное. Если жидкость течет по прямолинейной трубе, то до определенной скорости потока струйки жидкости остаются прямолинейными, и скорости жидких частиц — направленными вдоль оси трубы. Движение жидкости такого рода называется ламинарным. При переходе же определенной границы для скорости течения жидкости существенно меняется. Частицы жидкости, кроме поступательной скорости, получают еще быстро меняющиеся скорости, перпендикулярные к оси трубы, причем эти дополнительные скорости не подчиняются никакому простому закону. Во всяком случае, до сих пор такого закона не найдено. Первый, кто обратил серьезное внимание на этот ряд движения, был Рейнольдс. Такое движение жидкости называется турбулентным движением; скорость, при которой ламинарное движение переходит в турбулентное, называется критической скоростью.

Явления истечения жидкости через отверстия, явления трения, сопротивления тел, отрыва струй и т. п. при турбулентном движении будут иными, чем при ламинарном. До сих пор никакой общепризнанной теории турбулентного движения жидкости не существует; в теории турбулентного течения используются различные методы, в том числе и методы теории вероятностей. Таким образом, наиболее надежным способом изучения турбулентности в настоящее время является эксперимент. Разной турбулентностью аэrodинамических труб в значительной мере объясняется разница в результатах эксперимента, проводимого с одной и той же моделью в разных аэrodинамических трубах. Явления турбулентности играют большую роль в аэrodинамике.



Фиг. 7.

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ АЭРОДИНАМИКА

Обычный метод в Э. А. таков: в аэродинамической трубе испытывают модель самолета или его части и находят по данным опытов аэродинамические коэффициенты.

Конструктор самолета решает обратную задачу. Он находит по аэродинамическим коэффициентам силы и моменты, которые будут действовать на проектируемый самолет.

Для пользования этими коэффициентами нужно уметь ориентировать тело относительно потока и иметь формулы, связывающие коэффициенты с натуральными силами, моментами, условиями обтекания и размерами тела. Кроме того, для законного перехода от модели к натуре, необходимо еще соблюдать законы аэродинамического подобия, сводящиеся к получению в обоих случаях одинаковых критериев или чисел подобия.

Все аэродинамические коэффициенты и критерии подобия являются безразмерными числами, что весьма облегчает применение их на практике.

### Оси координат

Для определения положения тела (самолета или его модели) в аэродинамике имеются следующие системы правых прямоугольных осей координат:

**Земные оси.** Ось  $Oy_o$  идет вверх, оси  $Ox_o$  и  $Oz_o$  располагают горизонтально так, как это удобно для вычислений. Оси считаются связанными с землей. В аэродинамических трубах модель самолета весьма часто испытывается в опрокинутом положении; тогда ось  $Oy_o$  следует направлять вниз.

**Поточные оси координат.** Эти оси наиболее важные в аэродинамике. Ось  $Ox$  совпадает с вектором невозмущенной телом скорости потока  $V$  или, при криволинейном движении тела, с вектором, обратным вектору скорости центра тяжести тела.

Начало координат помещается или в месте ц. т. самолета или в условной точке. Ось  $Oy$  располагается в плоскости симметрии самолета, а  $Oz$  идет вбок, образуя правую систему координат.

Названия осей и координатных плоскостей таковы:

- $Ox$  — направление потока,
- $Oy$  — ось подъемной силы,
- $Oz$  — боковая ось,
- $xy$  — плоскость потока,
- $xz$  — плоскость скольжения,
- $yz$  — лобовая плоскость.

**Связанные оси координат.** Эти оси связаны с самолетом или моделью. Начало координат помещается в ц. т. самолета или в условной точке. Ось  $Ox_1$  проводится назад параллельно центральной хорде верхнего крыла или как-нибудь условно. Ось  $Oy_1$  проводится в плоскости симметрии, а ось  $Oz_1$  идет вбок, по левому крылу.

Названия осей и координатных плоскостей таковы:

- $Ox_1$  — продольная ось,
- $Oy_1$  — нормальная ось,
- $Oz_1$  — поперечная ось,
- $x_1y_1$  — плоскость симметрии,
- $x_1z_1$  — главная плоскость (у самолета — плоскость крыльев),
- $y_1z_1$  — поперечная плоскость.

Эти оси и следы координатных плоскостей иногда наносятся на самолет или его модель с помощью краски или металлических планок.

### Задание положения самолета или модели в пространстве

Положение модели относительно земли задается тремя углами, образуемыми осями координат, т. е.  $\angle x_0Ox_1$ ,  $\angle y_0Oy_1$  и  $\angle z_0Oz_1$ .

### Задание положения самолета или модели относительно потока

Сперва ставят модель или самолет в „нулевое положение“, т. е. совмещают поточные и связанные оси координат. Затем дают телу поворот около оси  $Oz$  и получают угол  $\alpha_z$ ; после этого поворачивают тело около оси  $Oy$  и получают угол скольжения  $\beta$  ( $\angle zOz_1$ ).

Углом атаки  $\alpha$  называется дополнительный до  $90^\circ$  угол между осями  $Ox$  и  $Oy_1$ , определяемый по формуле:

$$\sin \alpha = \sin \alpha_z \cdot \cos \beta.$$

При  $\beta=0$ , т. е. при отсутствии скольжения углом атаки называется углом между направлениями потока и связанный оси (чаще всего — хорды крыла).

Двумя углами  $\alpha$  и  $\beta$  ( $\alpha_z$  и  $\beta$ ) задается положение тела относительно потока. Косинусы углов между потоками и связанными осями координат даны в таблице II.

Таблица II  
Косинусы углов между осями координат  $Oxyz$  и  $Ox_1y_1z_1$   
в зависимости от  $\alpha_z$  и  $\beta$

	$x$	$y$	$z$
$x_1$	$\cos \alpha_z \cos \beta$	$-\sin \alpha_z \cos \beta$	$\cos \alpha_z \sin \beta$
$y_1$	$\sin \alpha_z \cos \beta$	$\cos \alpha_z$	$\sin \alpha_z \sin \beta$
$z_1$	$-\sin \beta$	$0$	$\cos \beta$

### Аэродинамические коэффициенты

#### Полные коэффициенты сил и моментов

Аэродинамические коэффициенты служат для перехода от модели к натуре; при этом предполагается, что имеется полное подобие явлений в обоих случаях.

Полная аэродинамическая сила, действующая на тело, может быть представлена следующим образом:

$$R = \bar{c}_R S q,$$

где  $\bar{c}_R$  — коэффициент аэродинамической силы рассматривается как вектор, совпадающий по направлению с  $R$ ,

$S$  — характерная площадь тела (площадь крыльев, мидель и т. п.),

$q$  — скоростной напор потока (если  $\rho$  — плотность воздуха и  $V$  — скорость вдали от тела, то  $q = \frac{\rho V^2}{2}$ ).

Предыдущую формулу можно представить и в таком виде:

$$\bar{R} = \bar{c}_R \frac{\rho}{2} SV^2.$$

Действующий на тело полный аэродинамический момент  $M$  может быть представлен в виде:

$$\bar{M} = \bar{c}_m S q L = \bar{c}_m \frac{\rho}{2} SV^2 L.$$

Здесь  $L$  — характерная длина тела (у самолета обычно расстояние от центра тяжести до шарниров руля высоты; иногда размах крыльев).

### Аэродинамические коэффициенты в поточных осях координат

Разложение полной аэродинамической силы  $R$  и ее коэффициента  $c_R$  по поточным осям координат дает (фиг. 8):

лобовое сопротивление

$$X = c_x q S = c_x \frac{\rho}{2} SV^2,$$

подъемную силу

$$Y = c_y q S = c_y \frac{\rho}{2} SV^2,$$

боковую силу

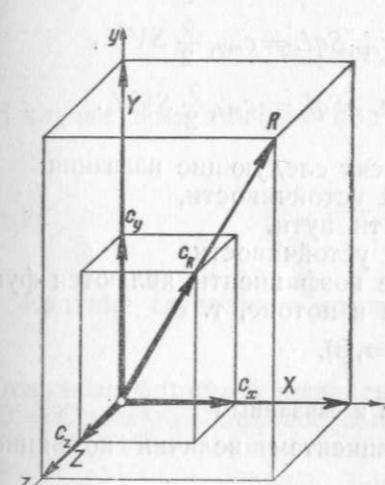
$$Z = c_z q S = c_z \frac{\rho}{2} SV^2.$$

Входящие в эти формулы коэффициенты называются так:

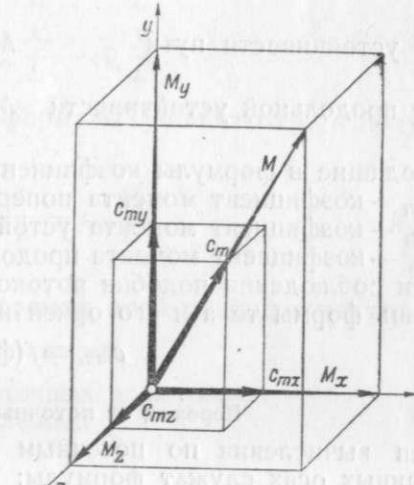
$c_x$  — коэффициент лобового сопротивления,

$c_y$  — коэффициент подъемной силы,

$c_z$  — коэффициент боковой силы.



Фиг. 8.



Фиг. 9.

Разложение полного аэродинамического момента  $M$  и его коэффициента  $c_m$  по поточным осям дает (фиг. 9):

момент крена

$$M_x = c_{mx} q S L = c_{mx} \frac{\rho}{2} SV^2 L,$$

момент рысканья

$$M_y = c_{my} q S L = c_{my} \frac{\rho}{2} SV^2 L,$$

момент тангажа

$$M_z = c_{mz} q S L = c_{mz} \frac{\rho}{2} SV^2 L.$$

Входящие в эти формулы коэффициенты называются так:

$c_{mx}$  — коэффициент момента крена,

$c_{my}$  — коэффициент момента рысканья,

$c_{mz}$  — коэффициент момента тангажа.

В случае наличия подобия потоков, аэродинамические коэффициенты являются функциями только формы тела и его ориентировки относительно потока, т. е.

$$c_x = f(\text{формы } \alpha, \beta).$$

### Аэродинамические коэффициенты в связанных осях координат

Разложение полной аэродинамической силы  $R$  и ее коэффициента  $c_R$  по связанным осям координат дает:

$$\text{тангенциальную силу } X_1 = c_{x_1} S q = -c_{x_1} \frac{\rho}{2} S V^2,$$

$$\text{нормальную силу } Y_1 = c_{y_1} S q = -c_{y_1} \frac{\rho}{2} S V^2,$$

$$\text{поперечную силу } Z_1 = c_{z_1} S q = -c_{z_1} \frac{\rho}{2} S V^2.$$

Входящие в эти формулы коэффициенты называются так:

$c_{x_1}$  — коэффициент тангенциальной силы,

$c_{y_1}$  — коэффициент нормальной силы,

$c_{z_1}$  — коэффициент поперечной силы.

Разложение полного аэродинамического момента  $M$  и его коэффициентов  $c_m$  по связанным осям дает:

$$\text{момент поперечной устойчивости } M_{x_1} = c_{mx_1} S q L = -c_{mx_1} \frac{\rho}{2} S V^2 L,$$

$$\text{момент устойчивости пути } M_{y_1} = c_{my_1} S q L = -c_{my_1} \frac{\rho}{2} S V^2 L,$$

$$\text{момент продольной устойчивости } M_{z_1} = c_{mz_1} S q L = -c_{mz_1} \frac{\rho}{2} S V^2 L.$$

Входящие в формулы коэффициенты носят следующие названия:

$c_{mx_1}$  — коэффициент момента поперечной устойчивости,

$c_{my_1}$  — коэффициент момента устойчивости пути,

$c_{mz_1}$  — коэффициент момента продольной устойчивости.

При соблюдении подобия потоков, все коэффициенты являются функциями лишь формы тела и его ориентировки в потоке, т. е.

$$c_{mx_1} = f(\text{форма } \alpha, \beta).$$

### Переход от поточных осей к связанным

Для вычисления по поточным коэффициентам величин коэффициентов в связанных осях служат формулы:

$$\begin{aligned} c_{x_1} &= c_x \cos \alpha_z \cos \beta - c_y \sin \alpha_z + c_z \cos \alpha_z \sin \beta, \\ c_{y_1} &= c_x \sin \alpha_z \cos \beta + c_y \cos \alpha_z - c_z \sin \alpha_z \sin \beta, \\ c_{z_1} &= -c_x \sin \beta + c_z \cos \beta. \end{aligned}$$

Для обратного перехода от  $c_{x_1}, c_{y_1}, c_{z_1}$  к  $c_x, c_y$  и  $c_z$  служат формулы:

$$\begin{aligned} c_x &= c_{x_1} \cos \alpha_z \cos \beta + c_{y_1} \sin \alpha_z \cos \beta - c_{z_1} \sin \beta, \\ c_y &= -c_{x_1} \sin \alpha_z + c_{y_1} \cos \alpha_z, \\ c_z &= c_{x_1} \cos \alpha_z \sin \beta + c_{y_1} \sin \alpha_z \sin \beta + c_{z_1} \cos \beta. \end{aligned}$$

Особо часто приходится делать такие переходы для случая симметричной обдувки тела; тогда  $\beta = 0$  и  $\sin \alpha = \sin \alpha_z \cos \beta = \sin \alpha_z$ , или

$$\alpha = \alpha_z.$$

Переходные формулы примут тогда вид:

$$\begin{aligned} c_{x_1} &= c_x \cos \alpha - c_y \sin \alpha, \\ c_{y_1} &= c_x \sin \alpha + c_y \cos \alpha, \end{aligned}$$

и для обратного перехода:

$$\begin{aligned} c_x &= c_{x_1} \cos \alpha + c_{y_1} \sin \alpha, \\ c_y &= -c_{x_1} \sin \alpha + c_{y_1} \cos \alpha. \end{aligned}$$

### Переход к другому началу координат

Аэродинамические лаборатории нередко берут начало координат по техническим соображениям не там, где это нужно конструктору. Тогда приходится делать переход от системы координат  $O_1 x_1 y_1 z_1$ , взятой лабораторией, к системе  $Ox_1' y_1' z_1'$  — нужной конструктору. Удобнее такой пересчет делать для связанный системы и считать обе системы параллельными друг другу. Пусть координаты старого начала  $O_1$  в новых осях  $Ox_1' y_1' z_1'$  будут  $x_1', y_1'$  и  $z_1'$ . Новые значения коэффициентов (значок штрих) получатся тогда по переходным формулам:

$$c_{x_1}' = c_{x_1}, \quad c_{y_1}' = c_{y_1} \text{ и } c_{z_1}' = c_{z_1},$$

$$c_{mx_1}' = c_{mx_1} + c_{z_1} \frac{y_1'}{L} - c_{y_1} \frac{z_1'}{L},$$

$$c_{my_1}' = c_{my_1} + c_{x_1} \frac{z_1'}{L} - c_{z_1} \frac{x_1'}{L},$$

$$c_{mz_1}' = c_{mz_1} + c_{y_1} \frac{x_1'}{L} - c_{x_1} \frac{y_1'}{L}.$$

В случае симметричной обдувки формулы упрощаются и получается

$$c_{x_1}' = c_{x_1}, \quad c_{y_1}' = c_{y_1},$$

$$c_{mz_1}' = c_{mz_1} + c_{y_1} \frac{x_1'}{L} - c_{x_1} \frac{y_1'}{L}.$$

### Краткие сведения о других системах осей и коэффициентов

#### Наша старая система

Основные формулы писались в поточных осях так:

$Q = C_A \rho S V^2$  — лобовое сопротивление,

$D = C_D \rho S V^2$  — подъемная сила,

$B = C_B \rho S V^2$  — боковая сила,

$M_x = C_{mx} \rho S V^2 L$  — момент крена,

$M_y = C_{my} \rho S V^2 L$  — момент устойчивости пути,

$M_z = C_{mz} \rho S V^2 L$  — момент продольной устойчивости.

Коэффициенты представлялись с помощью больших букв  $C$ .

#### Английская система (до II 1936 г.)

$L = k_L \rho S V^2$  — подъемная сила (Lift),

$D = k_D \rho S V^2$  — лобовое сопротивление (Drag),

$M = k_m \rho S V^2 c$  — момент.

Здесь  $S$  — площадь крыльев;  $c$  — хорда (chord). Английские коэффициенты совпадают с нашими „старыми“.

В обычных исследованиях в аэродинамических лабораториях применяется поточная система осей. Стандартные оси: ось  $Oz$  идет вниз, ось  $Ox$  идет вперед, а ось  $Oy$  — по правому крылу.

#### Американская система. Английская система с II 1936 г.

##### Силы:

$L = C_L q S$  — подъемная сила (Lift),

$D = C_D q S$  — лобовое сопротивление (Drag),

$C = C_C q S$  — боковая сила (Cross wind force).

##### Моменты:

$L = C_L q b S$  — момент относительно оси  $Ox$  (Rolling),

$M = C_m q c S$  — момент относительно оси  $Oy$  (Pitching),

$N = C_n q b S$  — момент относительно оси  $Oz$  (Jawing).

Здесь  $c$  — хорда крыла,  $b$  — размах.<sup>1</sup>

Оси считаются связанными и направленными так: ось  $Ox$  вперед, ось  $Oz$  — вниз, ось  $Oy$  — по правому крылу.

#### Немецкая система

$A = c_A q F$  — подъемная сила (Auftrieb),  
 $W = c_w q F$  — лобовое сопротивление (Widerstand),  
 $Q = c_Q q F$  — поперечная сила (Querkraft).

В связной системе координат, обозначенной через  $O\eta\zeta$ , силы выражают так:

$T$  — тангенциальная сила,  
 $N$  — нормальная сила и  
 $S$  — боковая сила (Seiten Kraft).

Моменты обозначаются так:  $L$ ,  $M$  и  $N$ , и соответственно обозначаются коэффициенты:  $c_L$ ,  $c_M$ ,  $c_N$ . На диаграммах обычно берутся коэффициенты, увеличенные в 100 раз и обозначаемые большой буквой  $C$ .

#### Переходная строка для коэффициентов:

$$c_x = 2C_x = 2k_D = C_D = c_w = \frac{C_w}{100}.$$

Здесь:  $c_x$  — новый в СССР,  
 $C_x$  — старый в СССР,  
 $k_D$  — английский, старый,  
 $C_D$  — американский и новый английский,  
 $c_w$  — немецкий,  
 $C_w$  — немецкий на диаграммах.

#### Критерии подобия

Пользоваться аэродинамическими коэффициентами можно лишь тогда, когда у модели и у натуры имеется подобие потоков. Для получения такого подобия необходимо иметь у модели и у натуры, кроме их геометрического подобия и одинаковой их ориентировки, еще равные критерии или числа подобия. Современная аэродинамика пользуется следующими критериями:  $Re$ ,  $Ba$ ,  $Sh$ ,  $Ca$  и  $Fr$ , каждый из которых оценивает один из факторов, влияющих на обтекание тела. Все критерии — безразмерные числа.

#### Число Рейнольдса $Re$

Этот критерий для аэродинамики самый важный. Он обеспечивает подобие при наличии сил вязкости. Выражается он так:

$$Re = \frac{Vl}{\nu} = \frac{Vl\rho}{\mu}.$$

Здесь  $l$  — характерная длина тела (у крыла, обычно, хорда).

Все аэродинамические коэффициенты являются функцией числа Рейнольдса, например:

$$c_x = f(\text{формы}, \alpha, \beta, Re).$$

Зависимость эта весьма капризна и общих ее законов не найдено; повидимому, у всякого тела она имеет свой индивидуальный характер.

**Автомодельность.** В обычных трубах число  $Re$  получается значительно меньше, чем в натуре и для нахождения истинных значений аэродинамических коэффициентов опыт ведут на нескольких скоростях потока. Построив диаграммы  $c_x = f(Re)$ ,  $c_y = \varphi(Re)$  и т. д., смотрят, не стремятся ли полученные кривые к некоторым асимптотам или не получились ли они постоянными. В этом случае, наметив пределы, к которым стремятся эти коэффициенты, считают такие их значения „автомодельными“, т. е. не зависящими от  $Re$  и применяют их для расчета самолета. Если таких пределов в опыте не получилось, то переход от модели к натуре будет недежным.

#### Число Берстуа $Ba$

Этот критерий оценивает сжимаемость воздуха при больших скоростях полета. Выражается он так:

$$Ba = \frac{V}{a},$$

где  $a$  — скорость звука, равная:

$$a = \sqrt{\frac{kP}{\rho}} = \sqrt{kgRT}.$$

$k = 1,41$  — показатель адиабаты,

$g$  — ускорение свободного падения,

$R = 29,27$  — газовая постоянная для воздуха и

$T$  — абсолютная температура.

Скорость звука на высоте такова (таблица III):

Таблица III

$y [m]$	0	5 400	10 000	11 000 м и выше (стратосфера)
$a \left[ \frac{m}{s} \right]$	340	318	300	294

Все аэродинамические коэффициенты являются функцией числа  $Ba$ , например:

$$c_y = f(\text{формы}, \alpha, \beta, Ba).$$

Влияние числа  $Ba$  очень велико при больших скоростях полета, приближающихся или превосходящих скорость звука. На лобовом сопротивлении и подъемной силе, т. е. на  $c_x$  и  $c_y$  оно сильно сказывается лишь после достижения значения  $Ba > 0,5$  или  $V > 170 \text{ м/с}$ . В современной авиации влияние числа  $Ba$  на аэродинамические свойства самолета невелико и выражается несколькими процентами. Сильнее оно влияет на характеристики винта и это влияние приходится теперь уже учитывать.

#### Число Коши $Ca$

Это число обеспечивает динамическое подобие при наличии сил упругости. Оно имеет вид:

$$Ca = \frac{V^2 \rho}{E},$$

где  $E$  — модуль упругости; при крутильных колебаниях его заменяют модулем сдвига  $G$ .

С помощью числа Коши обычно делают переход при изучении вибраций от модели к натуре. Сделав опыт с моделью и найдя у нее число  $Ca$ , можно по основной формуле найти, например, критическую скорость флаттера и т. п.; таким образом:

$$V = \sqrt{\frac{Ca \cdot E}{\rho}},$$

Для числа изгибных колебаний  $n_c$  в секунду, например, у винта или крыла, можно пользоваться формулой:

$$n_c = c_{nc} \frac{1}{D} \sqrt{\frac{E}{\rho}},$$

где  $c_{nc}$  — коэффициент числа колебаний, определяемый из опытов и  $D$  — линейный размер (например, диаметр винта).

#### Число Струхля $Sh$

Это число обеспечивает кинематическое подобие при периодических явлениях. Оно имеет вид:

$$Sh = \frac{V}{In_c},$$

Часто применяют также и его обратную величину  $\frac{In_c}{V}$ . У винтов число Струхля называется коэффициентом скорости или характеристикой режима и пишется обычно в таком виде:

$$\lambda = \frac{V}{Dn_c}.$$

Аэродинамические коэффициенты являются функцией числа  $Sh$ .

#### Число Фруда $Fr$

Число Фруда служит для обеспечения подобия при действии силы тяжести. Для обычных явлений обтекания оно играет небольшую роль; лишь при изучении моделей самолетов с помощью катапульт, ряде задач динамики самолета, и при опытах в гидроканалах с моделями лодок самолетов, оно играет большую роль. Имеет оно следующий вид:

$$Fr = \frac{V^2}{gl},$$

Величина  $g$  — ускорение свободного падения — обычно может считаться постоянной и тогда получается правило Фруда:

$$\frac{V_1}{V} = \sqrt{\frac{l_1}{l}},$$

т. е. отношение скорости модели  $V_1$  к скорости натуры  $V$  равно корню квадратному из отношения длин модели и натуры. Это правило всегда строго соблюдается при опытах с протаской моделей лодок в гидроканале.

Все аэродинамические коэффициенты являются функцией числа Фруда, например:

$$c_m = f(\text{формы}, \alpha, \beta, Fr).$$

#### Подобие в сложных случаях

Строго говоря, для получения полного подобия нужно иметь у модели и у натуры равными все критерии, соответственно всем действующим при течении воздуха физическим факторам. Таким образом, любой аэrodинамический коэффициент следовало бы представлять как функцию нескольких чисел подобия, например:

$$c_x = f(\text{формы}, \alpha, \beta, Re, Ba, Sh, Ca, Fr).$$

Соблюсти подобие для всех критериев одновременно невозможно; лишь испытывая модель натуральных размеров в той же среде, в какой будет работать натура, можно получить полное подобие. Для большинства аэrodинамических задач существенную роль играют лишь критерии  $Re$  и  $Ba$ .

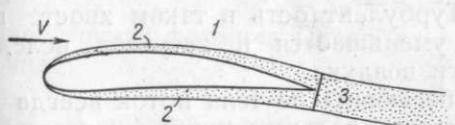
#### Пограничный слой и турбулентность

##### Ламинарный и турбулентный пограничные слои

При обтекании тела поток можно разбить по Прандтлю на три части: 1 — потенциальный поток, 2 — пограничный слой и 3 — вихревые хвосты (фиг. 10).

Силы вязкости играют очень большую роль в тонком пограничном слое, где скорость возрастает от нуля на поверхности тела до скорости потенциального потока на границе слоя.

Пограничный слой в значительной мере определяет весь поток, обтекающий тела. При обтекании обычных тел, — крыльев, фюзеляжей и т. п., в по-



Фиг. 10.



Фиг. 11.

граничном слое возникает стремление двигаться против общего течения жидкости. Происходит это из-за неизбежного возрастания давления в конце тела (фиг. 11). Столкновение пограничного слоя, текущего в передней части тела спереди назад, со слоем у кормы, идущим против потока, вызывает отрывание потока от тела, что обычно сопровождается увеличением сопротивления и уменьшением подъемной силы.

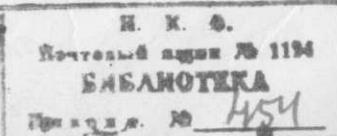
В пограничном слое наблюдаются два типа течения воздуха — ламинарное и турбулентное.

В передней части обтекаемого тела пограничный слой имеет ламинарное строение, однако, на некотором расстоянии, зависящем от формы тела и его шероховатости, в пограничном слое происходит внезапный переход от ламинарного движения к турбулентному.

Переход пограничного слоя из ламинарного состояния в турбулентное сильно сказывается на аэродинамических характеристиках тела. Этот переход происходит при некотором критическом числе  $Re$ , зависящем от формы и положения тела; при этом все обтекание тела резко изменяется и коэффициенты изменяют свою величину, иногда в несколько раз.

#### Мера турбулентности

В ламинарном слое понятие „скорость в данной точке“ имеет обычный смысл, так как движение в нем установившееся. У турбулентного слоя — движение неустановившееся и скорость в какой-нибудь точке все время



пульсирует. Если записать истинную скорость потока в турбулентном слое  $V_{\text{ист}}$  в функции времени, то получается диаграмма пульсаций скорости (фиг. 12). За скорость в турбулентном потоке принимают среднюю скорость

$$V_{\text{ср}} = \frac{\int_0^T V_{\text{ист}} dt}{T},$$

где  $T$  — большой период времени, в который произошло много пульсаций и  $t$  — время.

Величина

$$\Delta V = V_{\text{ист}} - V_{\text{ср}}$$

называется мгновенной пульсационной скоростью. За меру пульсаций берут среднюю квадратичную от мгновенных пульсационных скоростей, т. е.

$$\sqrt{\overline{\Delta V^2}} = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T \Delta V^2 dt}.$$

Мерой турбулентности (завихренности) потока называется величина

$$\varepsilon = \frac{\sqrt{\overline{\Delta V^2}}}{V_{\text{ср}}} \cdot 100 = \frac{\sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T \Delta V^2 dt}}{V_{\text{ср}}} \cdot 100 [\%],$$

дающаяся обычно в процентах.

Турбулентность наблюдается не только в пограничном слое, но и в вихревом хвосте, сбегающем с тела. Турбулентность в таком хвосте постепенно уменьшается и затухает вследствие вязкости воздуха.

Набегающий на тело поток всегда имеет некоторую начальную турбулентность. У самолета в натуре это получается от влияния земли, деревьев, смешения струй воздуха и т. п. В аэродинамических трубах турбулентность возникает от спрямляющей поток решетки, от стенок трубы и т. д.

Турбулентность в самом пограничном слое очень велика и  $\varepsilon \approx 20-30\%$ . В аэродинамических трубах старых систем  $\varepsilon \approx 3-10\%$ , а в новых  $\varepsilon \approx 0,3-0,6\%$ . В природных условиях у самолета  $\varepsilon \approx 0,2\%$ .

Турбулентность набегающего на тело потока может очень сильно влиять на обтекание тел, изменяя иногда в 2-3 раза аэродинамические коэффициенты. Таким образом, любой аэродинамический коэффициент оказывается сложной функцией такого вида:

$$c_x = f(\text{формы } \alpha, \beta, Re, Ba, Sh, \varepsilon).$$

При большой начальной турбулентности у тела может совсем не получиться ламинарной части в пограничном слое.

#### Картина скоростей в пограничном слое

Точного решения задачи о пограничном слое еще не имеется; приближенно считают, что скорость потока в ламинарном слое может быть представлена для случая пластинки так:

$$V = V_0 \left( 2 \frac{y}{\delta} - 2 \frac{y^3}{\delta^3} + \frac{y^4}{\delta^4} \right),$$

где  $V_0$  — скорость невозмущенного потока,  $x$  и  $y$  — координаты точки, считаю начало в ребре атаки,  $\delta$  — толщина пограничного слоя, вычисляемая по формуле:

$$\delta = 5,83 \sqrt{\frac{yx}{V_0}}.$$

В турбулентном слое закон получается совершенно другой:

$$V = V_0 \left( \frac{y}{\delta} \right)^{\frac{1}{7}}$$

$$\delta = 0,370 \left( \frac{y}{V_0} \right)^{\frac{1}{5}} x^{\frac{4}{5}}.$$

В турбулентном слое получается более резкое выравнивание скоростей.

#### Трение воздуха о твердые тела

Если вычислять для пластинки при  $\alpha=0$  силу трения по обычной формуле аэrodинамики:

$$X = c_r S q \quad (\text{здесь } S \text{ — полная площадь трения}),$$

то для ламинарного пограничного слоя получается:

$$c_r = 1,33 Re^{-\frac{1}{2}}.$$

При полностью турбулентном пограничном слое:

$$c_r = 0,074 Re^{-\frac{1}{5}}.$$

Более точная формула Прандтля — Шлихтинга для последнего случая имеет вид:

$$c_r = \frac{0,455}{(\lg Re)^{2,58}}.$$

В тех случаях, когда набегающий на пластинку поток имеет малую турбулентность, передняя часть пластинки будет покрыта ламинарным слоем, остальная — турбулентным; для нахождения коэффициента  $c_r$  в этих случаях можно пользоваться формулой Прандтля:

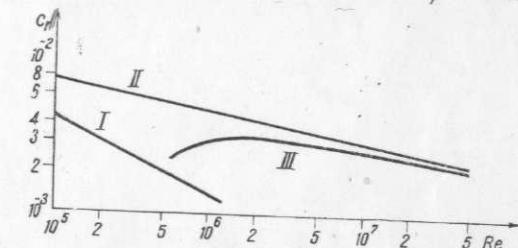
$$c_r = 0,074 Re^{-\frac{1}{5}} - 1700 Re^{-1}$$

или более точно:

$$c_r = \frac{0,455}{(\lg Re)^{2,58}} - 1700 Re^{-1}.$$

На фиг. 13 дан график трения по Прандтлю (I — дает закон ламинарного трения, II — закон турбулентного трения и III — закон смешанного трения). Шероховатость оказывает большое влияние на трение. Так, полотно в натуральном виде, т. е. с ворсинками, дает очень большой коэффициент трения:  $c_r = 0,0076$ ; обожженное паяльной лампой, оно дает уже  $c_r = 0,0057$ ; покрытое 3 раза эмалитом оно дает  $c_r = 0,0039$ ; покрытое 6 раз эмалитом оно дает  $c_r = 0,0036$  (в опытах дальнейшего улучшения не получалось). Во всех приведенных случаях: полотно имело длину  $l = 2 \text{ м}$ ;  $V_0 = 35 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ . Поток в пограничном слое был в основном турбулентным.

При ламинарном слое шероховатость почти не оказывается на коэффициенте трения  $c_r$ .



Фиг. 13.

**АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ТРУБЫ  
И МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТА В НИХ**

# НАЧАЛЫ АЭРОДИНАМИКИ ПРИ АТМОСФЕРНОМ ДАВЛЕНИИ И ПРИ ВОЗДУШНОМ ПОТОКЕ

и вращающиеся на определенном расстоянии от оси вращения. Каждый из этих потоков имеет свою форму и скорость, которые определяются тем, что они

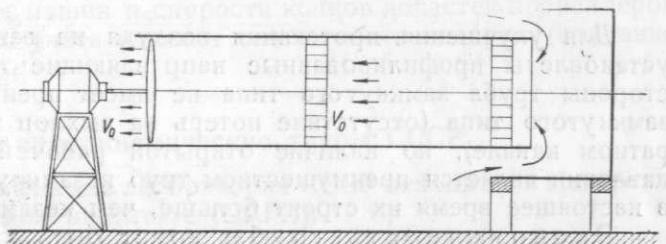
## АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ТРУБЫ

### Общие замечания

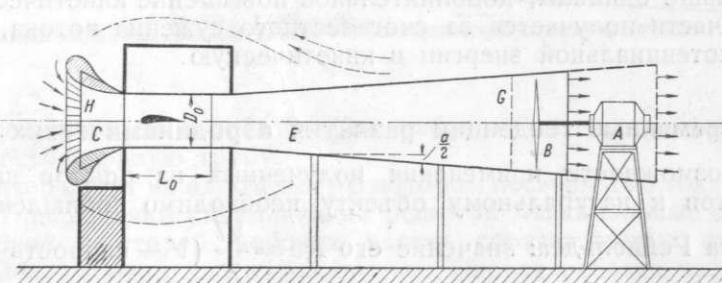
Простейшим видом аэродинамической трубы является прямая цилиндрическая труба. Схема трубы такого типа изображена на фиг. 14. Подобная простота установки сопряжена с малой экономичностью и плохим качеством потока в рабочей части (под хорошим качеством потока в рабочей части понимается равномерность поля скоростей по величине и направлению).

Трубы незамкнутого типа. На фиг. 15 изображена схема трубы незамкнутого типа. Воздух через направляющую решетку  $H$  попадает в коллектор  $C$ , а затем в цилиндрическую рабочую часть  $D$ . От рабочей части начинается диффузор  $E$ , в котором скорость потока постепенно падает. Применение диффузора значительно повышает экономичность труб. В конце диффузора установлена предохранительная сетка  $G$ , а за ней вентилятор  $B$  и мотор  $A$ . Воздух из диффузора выбрасывается непосредственно в помещение.

В трубе рабочая часть может быть или ограничена стенками (закрытая рабочая часть), или осуществлена в виде свободной струи (открытая рабочая часть). В последнем случае вся рабочая часть должна быть охвачена



Фиг. 14.

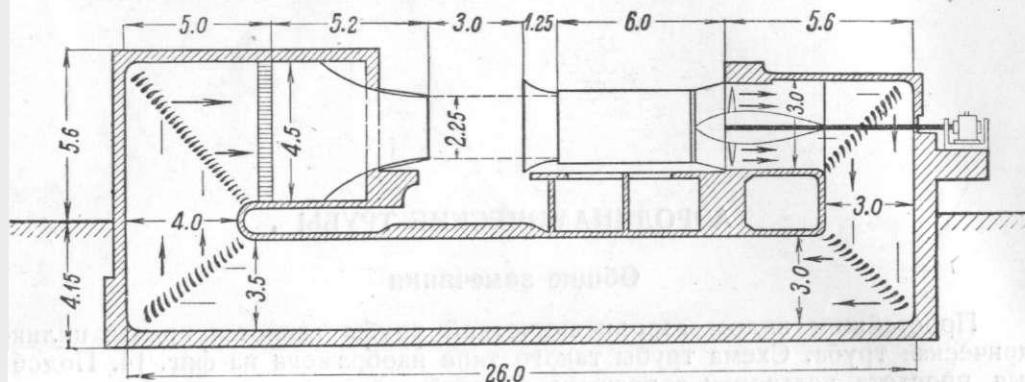


Фиг. 15.

герметической камерой (камера Эйфеля), так как давление в струе ниже атмосферного. При закрытой рабочей части экономичность трубы несколько выше, но проведение эксперимента и наблюдение за ним в случае открытой рабочей части значительно упрощается.

Трубы замкнутого типа. На фиг. 16 представлен разрез трубы замкнутого типа, предложенной Прандтлем. Отличие ее от предыдущей включается в обратном канале, создающем замкнутый путь для воздуха.

рабочая часть открытая и давление в струе равно атмосферному, вследствие его нет необходимости в герметической камере.



Фиг. 16.

Для улучшения протекания воздуха на заворотах обратного канала установлены профилированные направляющие лопатки. С экономической стороны трубы замкнутого типа не имеет преимуществ перед трубой незамкнутого типа (отсутствие потерь на выхлоп заменяется потерями в обратном канале), но наличие открытой рабочей части при атмосферном давлении является преимуществом труб незамкнутого типа, вследствие чего в настоящее время их строят больше, чем незамкнутых.

Экономичность трубы может быть характеризована так называемым качеством трубы, которое равно отношению кинетической энергии массы воздуха, проходящей за одну секунду через рабочую часть трубы, к мощности мотора

$$\chi = \frac{mV_{cp}^2}{2x75N} = \frac{\rho FV_{cp}^3}{150N} \approx \frac{FV_{cp}^3}{1200N},$$

где  $F$  — площадь сечения рабочей части трубы, а  $N$  — мощность мотора в л. с.

При установленных условиях энергия, создаваемая мотором, равна сумме потерь энергии в трубе и вентиляторе, в силу чего качество трубы бывает больше единицы; дополнительное повышение кинетической энергии в рабочей части получается за счет местного сужения потока, т. е. путем перевода потенциальной энергии в кинетическую.

### Современные тенденции развития аэродинамических труб

Для возможности применения полученных из опытов над моделью коэффициентов к натуральному объекту необходимо соблюдение одинаковости числа Рейнольдса: значение его  $Re = \frac{Vl}{\nu}$  ( $V$  — скорость полета или скорость потока,  $l$  — сходственный характерный размер натурального объекта или модели,  $\nu$  — кинематический коэффициент вязкости воздуха) для модели и натуры должно быть одним и тем же. Так как модель значительно меньше натуры и скорость потока, большей частью, ниже скорости полета, то испытания модели проводятся при меньших значениях  $Re$ .

Поэтому при постройке всех новейших труб, основная задача заключалась во всемерном повышении числа  $Re$  при испытании модели.

Из выражения для  $Re$  видно, что повысить его можно тремя путями: 1) повысить скорость потока  $V$ , 2) увеличить размеры модели, а, следовательно, и трубы, 3) уменьшить кинематический коэффициент вязкости.

Первый путь крайне дорог и, кроме того, ввиду сжимаемости воздуха, он ограничивается сравнительно небольшими скоростями. Увеличение размеров трубы требует также повышения мощности вентиляторной установки, но не столь значительного (увеличение  $Re$  вдвое за счет скорости потребует увеличения мощности в 8 раз, а за счет размеров — в 4 раза).

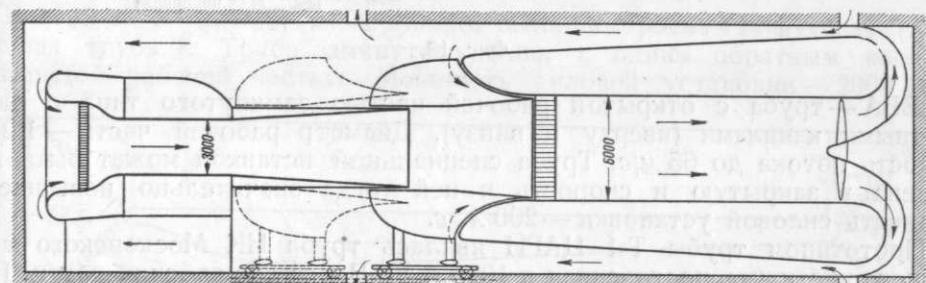
Второму пути соответствуют гигантские трубы, построенные в разных странах мира; описание их дано ниже. Третий путь связан с перенесением опытов в другую среду, с меньшим значением  $\nu$  (например, для воды  $\nu$  в 12,7 раз меньше, чем для воздуха при 15°C и 760 мм Hg; но вода в 800 раз тяжелее воздуха и это вызвало бы соответственное увеличение мощности мотора) или изменением значения  $\nu$  для самого воздуха. Так как  $\nu = \frac{\mu}{\rho}$  ( $\mu$  — абсолютный коэффициент вязкости,  $\rho$  — плотность), а  $\mu$  практически не зависит от давления, то увеличение давления воздуха приводит к соответственному увеличению  $\rho$  и уменьшению  $\nu$ . Этот последний путь привел к постройке труб переменной плотности (стр. 78).

Для исследования аэродинамических характеристик при больших скоростях потока приходится строить специальные скоростные трубы; рекордные скорости современных машин и скорости концов лопастей пропеллеров таковы, что уже требуют учета влияния сжимаемости воздуха (описание этих труб см. стр. 80).

### Основные аэродинамические трубы СССР

Крупнейшая аэродинамическая лаборатория СССР находится в Центральном аэро-гидродинамическом институте (ЦАГИ).

На фиг. 17 изображена труба ЦАГИ Т-1 Н, имеющая две рабочие части восьмигранного сечения с диаметром вписанного круга в 3 м (Т-1) и в 6 м (Т-2). При работе Т-2 соединительная часть надвигается на диф-



Фиг. 17.

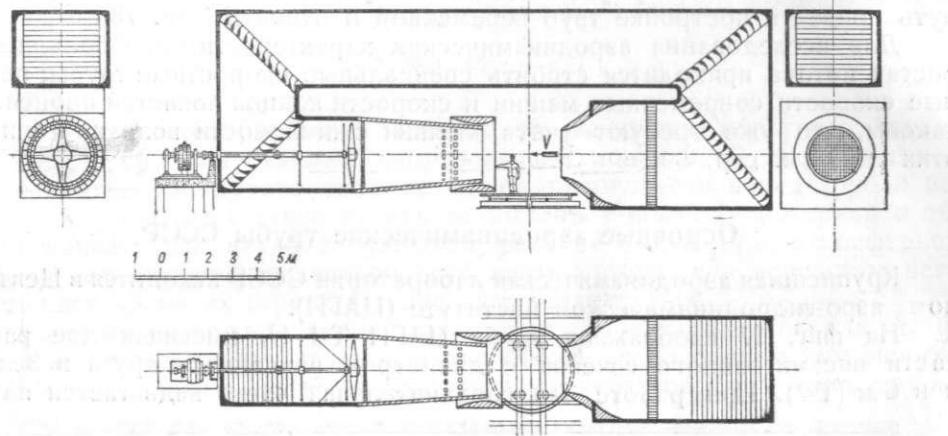
фузор первой рабочей части. Вторая рабочая часть превращается при этом в самостоятельную трубу.

Вентилятор сидит на одном валу с мотором постоянного тока мощностью в 650 л. с. При наличии спрямляющих решеток максимальные скорости потока в первой и второй рабочих частях соответственно равны 75 м/с и 30 м/с. Обе рабочие части — закрыты. Первая рабочая часть оборудована 4-компонентными весами с проволочной подвеской и центровыми моментными приборами. В ней испытываются, главным образом, модели самолетов и крыльев. Вторая рабочая часть служит для исследования винтов, штопора самолета, охлаждения, фюзеляжей в натуре и др. специальных работ. Воздух после вентилятора поступает в обратный диффузор, позволяющий значительно сократить длину трубы. Обратным каналом является окружающее трубу помещение, поперечное сечение которого тоже восьмиугольное. В 1935 г. коллектор первой рабочей части был переделан с целью получения двойного поджатия. Наличие двойного поджатия в коллекторе значительно улучшило поле скоростей в Т-1 (труба получила

название Т-1Н). Труба пущена в эксплуатацию в 1926 г. (до 1927 г. она была самой большой трубой в мире).

В 1931 г. была пущена труба ЦАГИ Т-5, схема которой представлена на фиг. 18. Труба типа Прандтля с открытой рабочей частью, диаметр которой — 2,25 м. Скорость потока — 60 м/с. Мощность силовой установки 300 л. с. Труба оборудована шестикомпонентными весами типа Прандтля, винтовыми и др. приборами. В ней проводятся испытания моделей самолетов, крыльев, винтов и пр. Поле скоростей в рабочей части очень равномерное.

Аэродинамическая Лаборатория Военно-воздушной академии РККА им. Н. Е. Жуковского имеет две трубы: Т-1 и Т-2, построенные в 1930 г. Труба Т-1 ВВА такого же типа, как и труба Т-1Н ЦАГИ, но без второй рабочей части. Диаметр рабочей части 2,25 м (сечение — восьмиугольное), скорость потока до 70 м/с. Мощность силовой установки — 270 л. с. Труба



Фиг. 18.

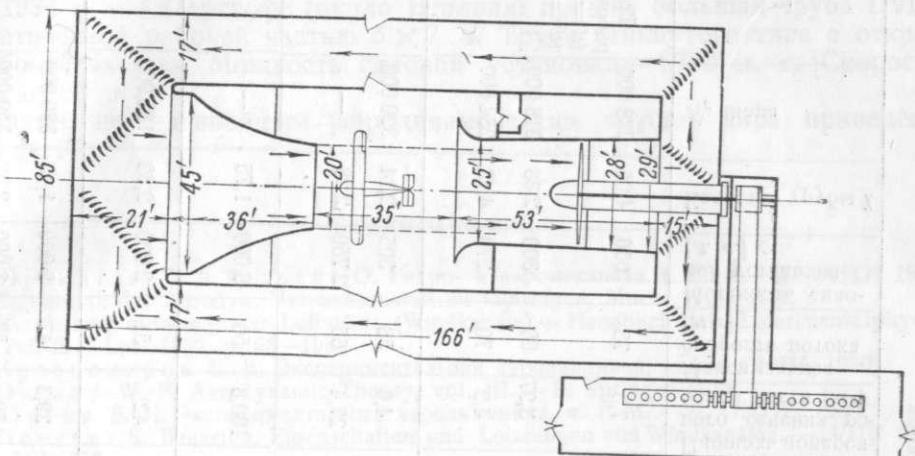
Т-2 ВВА — труба с открытой рабочей частью замкнутого типа с двумя обратными каналами (вверху и внизу). Диаметр рабочей части — 1,25 м. Скорость потока до 65 м/с. Труба специальной вставкой может быть превращена в закрытую и скорость в ней тогда значительно повышается. Мощность силовой установки — 200 л. с.

Прототипом трубы Т-1 ЦАГИ явилась труба НК Московского авиационного института, построенная в 1925 г.<sup>8,9</sup> В ней две рабочих части. НК-1 и НК-2. Сечение первой и второй рабочей части — восьмиугольное (диаметры соответственно 1,5 и 2,25 м). Мощность мотора — 45 л. с. Скорости потока в первой и второй части соответственно 35 и 18 м/с. Кроме этих установок имеются трубы в Харькове, Ленинграде и др. пунктах Союза.

#### Основные иностранные аэrodинамические трубы

На фиг. 19 представлен план винтовой трубы<sup>10</sup> Американскогосовещательного комитета по аэронавтике (NACA), построенной в 1927 г. Труба замкнутого типа, с открытой рабочей частью с двумя обратными каналами. Сечение рабочей части круглое, диаметр ее — 20 фут (6,1 м). Вентилятор приводится в действие двумя дизель-моторами общей мощностью в 2000 л. с. Скорость потока в рабочей части — до 49 м/с. Американцы провели в этой трубе исследования серий винтов, исследования по интерференции винто-гондолы-крыла и испытания работающих винтомоторных установок. Особенno известна эта труба тем, что именно в ней были разработаны обтекатели NACA на моторы воздушного охлаждения. Экономический эффект от внедрения капотов NACA оправдал все издержки на постройку и эксплуатацию этой трубы.

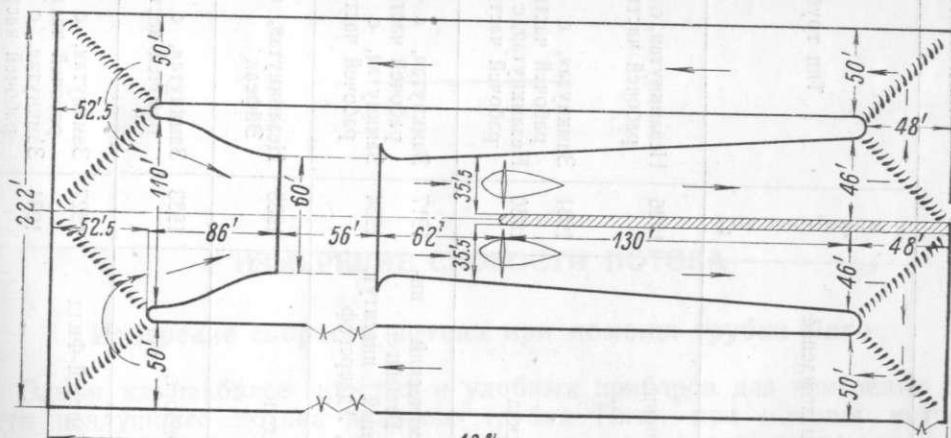
В 1931 г. американцы начали эксплуатацию трубы для испытаний в натуре (фиг. 20). Отличие ее от предыдущей заключается в овальной форме по перечному сечению рабочей части (размеры сечения 60×30 фут, т. е. — 18,3×9,15 м). При заданном размере модели овальная форма, по сравнению с круглой, уменьшает вдвое площадь сечения рабочей части, а, следова-



Фиг. 19.

тельно, и мощность силовых установок. Труба имеет два обратных канала, рабочая часть — открытая. Общая мощность силовой установки для приведения в действие двух вентиляторов — 8000 л. с. Скорость потока в рабочей части до 53 м/с. В трубе могут испытываться самолеты или их модели с размахом до 45 фут (13,7 м).

В 1933 г. в Англии, в Фарнборо, была построена 24-футовая (7,3 м) винтовая труба<sup>12</sup>. Труба замкнутого типа, с одним обратным каналом, с открытой рабочей частью. Мощность силовой установки — 2000 л. с.,



Фиг. 20.

скорость потока до 51 м/с. Размах нормальных моделей — 5,5 м; при исследовании винтомоторной группы применяются или натуральные самолеты, или большие модели, у которых концы крыльев выходят за границы струи. (При испытании моторов воздух трубы настолько загрязняется отходящими газами, что для очистки его требуется ежеминутная замена 1/8 части всего циркулирующего воздуха).

## Главнейшие аэродинамические трубы мира

Страна	Местонахождение	Тип трубы	Форма и размеры [м] поперечного сечения рабочей части	Примечание	
				Карбоновая труба	$R_s$ , мпа
СССР	ЦАГИ, Москва	1926	Незамкнутая, с закрытой рабочей частью	Восьмиугольное $d = 3,0$	650 7,5 4,05 228 000
	"	1931	Замкнутая, с открытой рабочей частью	Круглое $d = 2,25$	300 3,97 2,38 318 000
	БВА, Москва	1930	Незамкнутая, с закрытой рабочей частью	Восьмиугольное $d = 2,25$	270 4,2 4,43 234 000
Франция	Аэродинамический институт, Геттинген	1917	Замкнутая, с открытой рабочей частью	Круглое $d = 2,26$	4,0 4,0 305 2,14 320 000
	Авиационный институт, Берлин, Адлерсгоф	1934	Замкнутая, с открытой рабочей частью	Эллиптическое $5 \times 7$	65 27,4 2 750 2,28 —
Англия	RAE Фарнборо	1933	Незамкнутая, с камерой Эйфеля	Эллиптическое $8 \times 16$	100,8 — — — —
	"	"	Замкнутая, с открытой рабочей частью	Круглое $d = 7,3$	42 — — — —
США	NACA, Ланглей-Филд	1927	Замкнутая, с открытой рабочей частью	Круглое $d = 6,1$	29,3 — — — —
	"	1931	Замкнутая, с открытой рабочей частью	Овальное $9,15 \times 18,3$	150 53 8 000 2,32 350 000

В 1933 г. во Франции, в Шале-Медон, построена большая труба<sup>13</sup> с эллиптическим сечением ( $16 \times 8$  м) рабочей части. Труба незамкнутого типа установлена непосредственно на открытом воздухе, в закрытой дoline. Рабочая часть открытая, — окружена камерой Эйфеля. Скорость потока до 50 м/с. Общая мощность установленных в конце диффузора 6 вентиляторов — 6000 л. с.

В 1934 г. в Адлерсгофе (около Берлина)пущена большая труба DVL<sup>14</sup> с эллиптической рабочей частью  $5 \times 7$  м. Труба замкнутого типа с открытой рабочей частью. Мощность силовой установки — 2750 л. с. Скорость потока до 65 м/с.

Данные по главнейшим аэродинамическим трубам мира приведены в таблице IV.

## БИБЛИОГРАФИЯ

- Прандтль Л. и Титтенс О. Гидро- и аэромеханика, т. II. М.—Л. ОНТИ 1935.
- Ergebnisse der Aerodyn. Versuchsanstalt zu Göttingen, Mnch. 1921, N 1.
- Herstellung einwandfreier Luftstöme (Windkanäle) — Handbuch der Experimentalphysik, Band 4, Teil 2. — Lpz. 1932, p. 65—106.
- Красноперов Е. В. Экспериментальная аэродинамика, ч. I. — ОНТИ, 1930.
- Durgand W. F. Aerodynamic Theory, vol. III. — B. Springer 1935.
- Юрьев Б. Н. Экспериментальная аэродинамика, ч. I. М.—Л. ОНТИ, 1936.
- Noegel S. Bauarten. Eigenschaften und Leistungen von Windkanälen. — VDI 1936, N 32, p. 949—957.
- Труды 1-й Всесоюзной конференции по аэродинамике, М. Авиа-автоиздат, 1933 (Труды ЦАГИ).
- Юрьев Б. Н. и Лесникова Н. П. Аэродинамические исследования. — Труды ЦАГИ 1928, № 33.
- Weick F. E. and Wood D. H. The twenty-foot propeller research tunnel of the NACA. — NACA Rep. 1928, N 300.
- Smith J. The NACA full-scale wind tunnel. — NACA Rep. 1933, N 459.
- The twenty-four-foot wind tunnel at Farnborough. — "Engineer" v. CLXI, N 4134, p. 351—353; N 4135, p. 380—382, 386; N 4138, p. 460—468, 470; N 4140, p. 516—518; N 4141, p. 534—537.
- Lapresle A. La grande soufflerie de Chalais-Meudon. — "Technique Moderne" 1935, v. XXVII, N 17, p. 1—12.
- Der grosse Windkanal der DVL. — "Luftwissen" 1935, N 9, p. 243—244.

## ИЗМЕРЕНИЕ СКОРОСТИ ПОТОКА

## Измерение скорости потока при помощи трубы Пито

Одним из наиболее простых и удобных приборов для измерения скорости воздушного потока является трубка Пито, при помощи которой определяется разность между полным и статическим давлением в потоке; по величине этой разности вычисляется скорость. На фиг. 21 представлена схема трубки Пито типа ЦАГИ. В передней точке A скорость потока обращается в нуль; поэтому давление здесь равно полному давлению потока, т. е.

$$p_A = p_0 + \frac{\rho V_0^2}{2},$$

где  $p_0$  — статическое давление, а  $V_0$  — скорость невозмущенного потока. Отверстия  $B$  находятся под действием давления

$$p_B \approx p_0.$$

Следовательно,

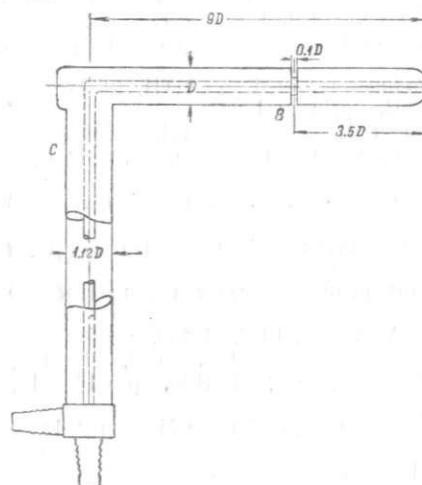
$$p_A - p_B = h \approx \frac{\rho V_0^2}{2} \text{ или } \frac{\rho V_0^2}{2} = \xi h$$

и

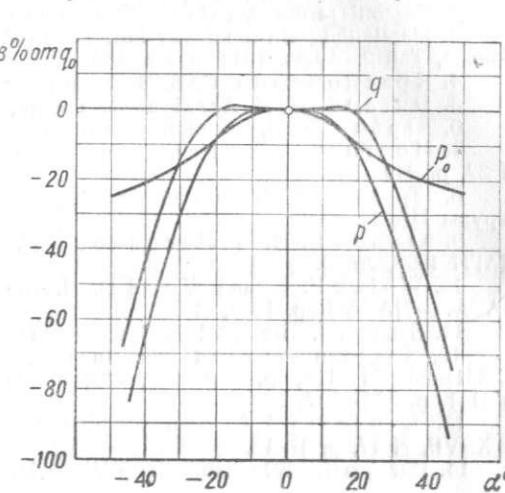
$$V_0 = \sqrt{\frac{2\xi h}{\rho}},$$

где  $\xi$  — поправочный коэффициент трубы Пито, обычно весьма близкий к единице.

Каждая трубка Пито по ее изготовлении подвергается соответствующей тарировке и снабжается паспортом, в котором указывается величина  $\xi$ . Трубка Пито обладает довольно слабой чувствительностью к направлению



Фиг. 21.



Фиг. 22.

потока. На фиг. 22 для насадки типа Прандтля<sup>9</sup> (близкого по форме и по соотношениям основных размеров к насадке типа ЦАГИ) приведены три кривые, представляющие изменения (в процентах от скоростного напора) полного давления  $p$ , статического давления  $p_0$  и скоростного напора  $q$  при отклонении оси трубы от направления потока. Из диаграммы видно, что измеренные значения  $p$  и  $p_0$  при отклонении оси трубы уменьшаются, но их разность, равная скоростному напору, остается почти постоянной в пределах  $\pm 20^\circ$ .

В различных странах мира применяются трубы Пито различных типов, отличающихся только конструктивным выполнением.

#### Измерение скорости в пульсирующем потоке

Трубкой Пито определяется средняя величина скоростного напора, т.е. величина, пропорциональная квадрату скорости. При измерении трубкой Пито средней скорости в пульсирующем (турбулентном) потоке находится среднее квадратическое, а не среднее арифметическое значение скорости. Так как среднее арифметическое всегда несколько меньше среднего квадратического, то для турбулентного потока получается всегда немногого преувеличенное значение скорости. По опытам Кумброка<sup>1</sup>, в сильно турбулизированном потоке поправочный коэффициент к скоростному напору

может изменяться, примерно, на 4%, т.е. измеренное значение скорости может оказаться на 2% больше действительной средней ее величины. В аэродинамических трубах степень турбулентности, однако, значительно меньше, и разница между средней скоростью, полученной с помощью трубы Пито и действительной средней скоростью, измеряется только долями процента и в расчет, обычно, не принимается.

В сильно возмущенном потоке (спутная струя, границы свободной струи и пр.), трубка Пито дает, вообще, неверные показания. Эти области течения целесообразнее изучать с помощью термоанемометра (стр. 52).

Не следует также применять трубку Пито в областях потока с сильным поперечным градиентом скорости.

#### Измерение малых скоростей

Точное определение давления порядка 1 мм  $H_2O$  представляет затруднения и требует применения особо чувствительных микроманометров. С применением последних трубкой Пито можно измерять и очень малые скорости — порядка 0,6 м/с. При малых скоростях потока коэффициент  $\xi$  изменяется. Однако для скоростей больших, чем 1,2 м/с, изменением  $\xi$  по сравнению с его значением для обычных скоростей можно пренебречь (ошибка в определении средней скорости  $\approx 0,5-0,6\%$ ).

#### Измерение скорости по перепаду давлений

Весьма часто измерение скорости в аэродинамических трубах, особенно в трубах замкнутого типа, производится по методу перепада давлений.

Из ур-ния Бернуlli и условия неразрывности следует:

$$q = \frac{\rho V_0^2}{2} = \frac{p_1 - p_0}{1 - \left(\frac{F_0}{F_1}\right)^2} = \mu(p_1 - p_0) = \mu h,$$

где обозначено: через  $p_0$  — давление в пространстве, окружающем свободную струю,  $p_1$  — давление в камере перед коллектором,  $V_0$  — скорость в свободной струе,  $F_0$  — площадь большого поперечного сечения свободной струи,  $F_1$  — площадь большого сечения перед коллектором и

$$\mu = \frac{1}{1 - \left(\frac{F_0}{F_1}\right)^2}.$$

Так как распределение скорости по сечению  $F_1$  неравномерно, то коэффициент  $\mu$  определяется соответствующей тарировкой.

#### Измерение скорости потока при помощи трубы Вентури<sup>3, 4, 10</sup>

Для измерения скорости воздушного потока применяется также трубка Вентури. Схема ее приведена на фиг. 23. Если скорость перед выходным сечением обозначить через  $V_0$ , статическое давление через  $p_0$ , а в наиболее узкой части трубы те же величины обозначить соответственно через  $V_1$  и  $p_1$ , то на основании ур-ния Бернуlli (не учитывая потерь и считая  $\rho = \text{const}$ ), можно представить:

$$p_0 + \frac{\rho V_0^2}{2} = p_1 + \frac{\rho V_1^2}{2}.$$

Если площадь входного сечения трубы в  $n$  раз больше площади перечного сечения в наиболее узкой ее части, то из условия неразрывности следует, что:

$$V_1 = n V_0$$

и, следовательно,

$$p_0 - p_1 = \frac{\rho V_0^2}{2} (n^2 - 1),$$

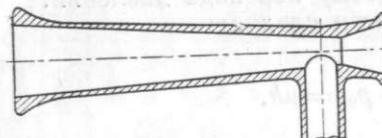
откуда:

$$V_0 = \sqrt{\frac{2(p_0 - p_1)}{(n^2 - 1)\rho}}.$$

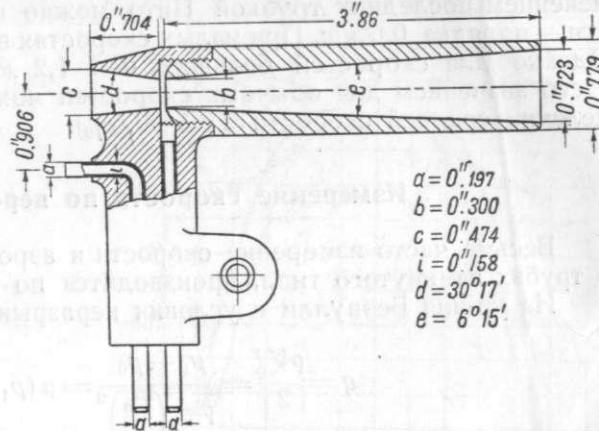
Из сравнения этой формулы с формулой для трубы Пито видно, что при одинаковой скорости соответствующая теоретическая разность давлений для трубы Вентури в  $(n^2 - 1)$  раз больше, а, следовательно, для измерения ее можно использовать более грубые приборы. Вследствие потерь при протекании воздуха через трубку, предыдущая формула должна иметь поправочный коэффициент меньший единицы. Объединяя его с величиной

$$\frac{2}{n^2 - 1}$$

$$V_0 = \sqrt{\frac{1}{\beta} \frac{p_0 - p_1}{\rho}}$$



Фиг. 23.



Фиг. 24.

Значение  $\beta$  должно быть получено из соответствующей тарировки. На значение  $\beta$  влияют: форма и материал трубы, точность ее изготовления, число Рейнольдса; при больших скоростях оказывает также влияние сжимаемость воздуха.

Для увеличения разности давлений можно трубку Вентури соединить с простой трубкой Пито.

Измеряемая разность давлений будет равна:

$$p' - p_1 = \frac{\rho V_0^2}{2} \cdot n^2,$$

(где  $p'$  — полное давление, измеряемое трубкой Пито), т. е. теоретически в  $n^2$  раз больше, чем для трубы Пито.

На фиг. 24 дан чертеж такой комбинированной трубы Вентури, применяющейся в США. Для характеристики точности изготовления трубы размеры оставлены в дюймах.

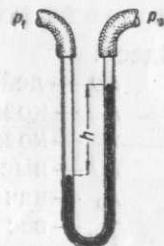
В целях дальнейшего увеличения измеряемой разности давлений применяются также двойные и тройные трубы Вентури (ряд последовательно уменьшающихся и находящихся одна в другой простых трубок Вентури).

Трубы Вентури применяются, главным образом, на самолетах и очень редко в лабораторной практике. Последнее объясняется как непостоянством коэффициента  $\beta$ , так и отсутствием потребности в увеличении измеряемой разности давлений при возможности применения чувствительных жидкостных микроманометров.

## Основные сведения по жидкостным микроманометрам

При определении скоростей воздушного потока для измерения разности давлений пользуются жидкостными микроманометрами. Простейшим видом такого манометра является U-образная трубка (фиг. 25). Если к ее концам подведены разные давления, то из условий равновесия следует, что

$$p_1 - p_2 = h(\gamma_{ж} - \gamma_{в}) = h\gamma_{ж} \left(1 - \frac{\gamma_{в}}{\gamma_{ж}}\right),$$



где  $\gamma_{ж}$  — вес единицы объема жидкости и  $\gamma_{в}$  — вес единицы объема воздуха. Если в качестве жидкости взята вода, примерно, в 800 раз более тяжелая, чем воздух, то можно положить

$$p_1 - p_2 = h\gamma_{воды}.$$

В силу большой капиллярности воды в качестве жидкости для микроманометров применяется спирт или, реже, толуол.

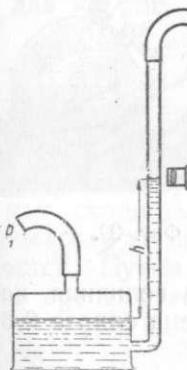
Основное неудобство U-образного манометра заключается в необходимости отсчета по двум уровням; поэтому вместо них применяются микроманометры в виде сообщающихся сосудов разного диаметра, с отношением этих диаметров  $\frac{d}{D} \leq \frac{1}{20}$ . Тогда перемещение уровня в большом сосуде будет весьма незначительно по сравнению с перемещением уровня в узкой трубке. Это обстоятельство позволяет вести отсчеты только по одному уровню.

Для повышения чувствительности микроманометра применяются либо оптическое приспособление для наблюдения и отсчета положения мениска (фиг. 26), либо микроманометры с наклонной трубкой (фиг. 27).

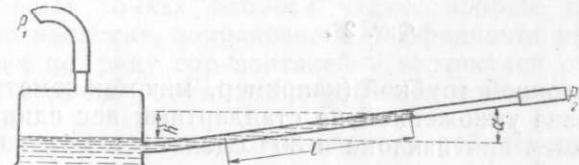
Из схемы наклонного микроманометра видно, что повышение его чувствительности достигается увеличением пути, на который перемещается мениск:

$$p_1 - p_2 = h\gamma = l \sin \alpha \cdot \gamma.$$

Чем меньше наклон, тем, очевидно, чувствительнее манометр. Однако наклоны, при которых  $\sin \alpha$  менее 0,1, не следует применять. Обычно микроманометры с наклонной трубкой устраиваются так, что



Фиг. 26.



Фиг. 27.

наклон трубы можно изменять. Это позволяет осуществить измерение скоростей с одинаковой точностью в очень широком диапазоне. На фиг. 28 представлен микроманометр Прандтля с вертикальной трубкой, с оптическим отсчетом мениска. Размеры шкалы позволяют измерять разности давлений до 300 мм  $H_2O$ . В качестве жидкости применяется спирт.

На фиг. 29 представлен микроманометр типа ЦАГИ. Поворотом всего барабана вместе с трубкой можно давать микроманометру наклоны, соответствующие значениям  $\sin \alpha = 0,125; 0,25; 0,5$  и  $1,0$ . Шкала на микроманометре от  $-10$  до  $+200$  мм. Заполняется он подкрашенным спиртом с весом  $1 \text{ см}^3$  в  $0,8-0,81 \text{ г}$ .

Для измерения очень малых разностей давлений служат микроманометры фирмы Аскания, Четтока и др.

Каждый микроманометр должен иметь табличку со значением поправочного коэффициента  $k$ , так как при изготовлении манометра могли быть допущены небольшие дефекты в шкале или ошибки в установке наклона. В случае микроманометров с наклонной трубкой значения даются для каждого наклона. Таким образом, действительное значение измеряемой разности давлений выразится так:

$$\Delta p = k(\eta h - h_0) \gamma_{\text{сп}}$$

Здесь:

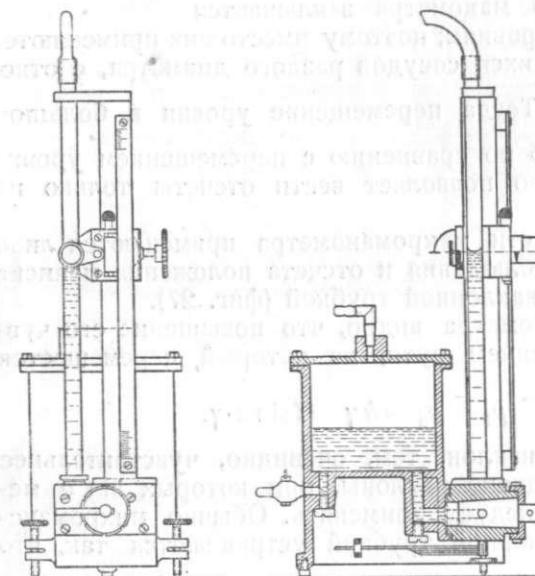
- $\Delta p$  — действительное значение разности давлений,
- $k$  — коэффициент манометра при данном его наклоне,
- $\eta$  — коэффициент наклона,
- $h$  — высота столба жидкости в мм,
- $h_0$  — начальное положение мениска,
- $\gamma_{\text{сп}}$  — вес единицы объема спирта.

На специальной табличке должен быть указан вес 1 объема налитого в манометр спирта при  $15^{\circ}\text{C}$ .

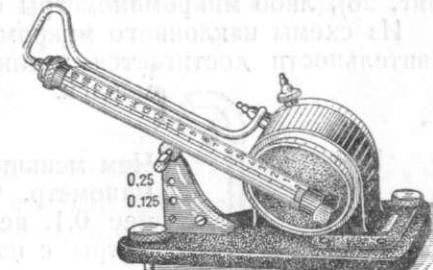
Вес единицы объема спирта при температуре  $t^{\circ}$  (град. С) может быть вычислен по формуле:

$$\gamma_t = \gamma_{15^{\circ}} \frac{1}{1 + 0,0011(t^{\circ} - 15)}$$

Следует иметь в виду, что для некоторых микроманометров



Фиг. 28.



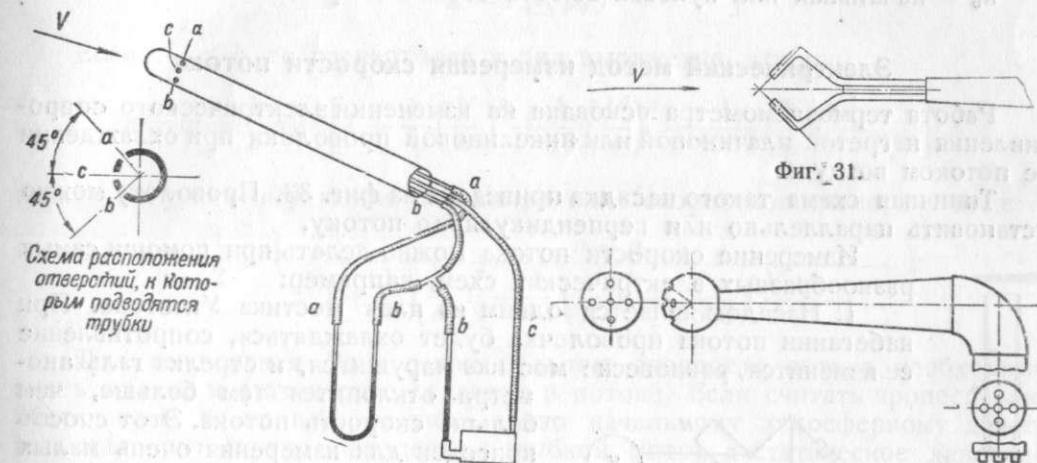
Фиг. 29.

с наклонной трубкой (например, микроманометр Фусса) величина наклона показана умноженной на стандартный вес единицы объема спирта 0,8. Так, например при наклоне в  $30^{\circ}$  сделана отметка 0,4.

#### Определение направления скорости воздушного потока

В ряде случаев необходимо знать не только величину, но и направление скорости воздушного потока. На фиг. 30 представлен цилиндрический насадок, с помощью которого можно определить направление скорости потока. У конца трубы в одном поперечном сечении сделаны три отверстия; при симметричном расположении отверстий  $a$  и  $b$  относительно потока уровни в обоих коленах U-образного манометра будут стоять на одной высоте. Обычный микроманометр служит для измерения скоростного напора, причем величина поправочного коэффициента определяется особой тарировкой. Поворотом насадка около его продольной оси можно всегда добиться совпадения уровней и определить угол, составляемый направлением потока с некоторой фиксированной плоскостью. На фиг. 31 представлен английский насадок, принцип работы которого аналогичен принципу работы

цилиндрического насадка. Для определения положения вектора скорости в пространстве применяются другие насадки. Один из них получается из английского насадка добавлением второй пары согнутых трубочек, плоскость которых перпендикулярна к плоскости первой пары. Каждая пара трубочек соединяется со своим U-образным манометром. Вращая насадок сначала около оси, перпендикулярной одной из плоскостей, а затем около другой, всегда можно добиться совпадения уровней в обоих



Фиг. 30.

Фиг. 31.

U-образных манометрах. Зная углы поворота около каждой оси, можно найти действительное положение вектора скорости в данной точке. Аналогично протекает работа с шаровым насадком, схематический вид которого дан на фиг. 32.

#### Рабочая формула для вычисления скорости потока

При измерении скорости в аэродинамической трубе контрольный насадок (трубка Пито) устанавливается несколько впереди рабочего сечения, чтобы на показания его не могло влиять присутствие испытуемой модели. Так как скорость в отдельных точках рабочей части, вообще говоря, неодинакова, то необходимо введение поправочного коэффициента на поле скоростей. Путем измерения по ряду горизонталей и вертикалей определяется средняя величина скоростного напора в рабочем сечении трубы.

Если  $q_0 = \frac{\rho V_0^2}{2}$  — средняя величина скоростного напора в рабочем сечении, а  $q_k = \frac{\rho V_k^2}{2}$  — скоростной напор, измеренный контрольным насадком, коэффициент поля определяется из равенства:

$$q_0 = \mu q_k.$$

При измерении скорости по перепаду давлений коэффициент  $\mu$  последней формулы включает в себя как коэффициент поля, в собственном смысле, так и коэффициент, зависящий от поджатия потока.

Принимая во внимание все указанные выше поправки, рабочую формулу для вычисления скорости в аэродинамической трубе можно дать в следующем виде:

$$V_0 = \sqrt{\frac{2\zeta \mu \gamma_{\text{сп}} k \eta (h - h_0)}{\rho}} = \text{const.} \sqrt{h - h_0}.$$

Здесь:

- $\xi$  — коэффициент трубки Пито,
- $\mu$  — коэффициент поля,
- $\gamma_{\text{сп}}$  — вес единицы объема спирта при данной его температуре,
- $k$  — коэффициент манометра,
- $\eta$  — коэффициент наклона манометра ( $\sin \alpha$ ),
- $h$  — высота столба спирта в манометре,
- $h_0$  — начальная или нулевая высота столба спирта.

### Электрический метод измерения скорости потока

Работа термоанемометра основана на изменении электрического сопротивления нагретой платиновой или никелиновой проволоки при охлаждении ее потоком воздуха.

Типичная схема такого насадка приведена на фиг. 33. Проволоку можно установить параллельно или перпендикулярно потоку.

Измерение скорости потока можно делать при помощи самых разнообразных электрических схем, например:

1. Насадок является одним из плеч мостика Уитстона. При набегании потока проволочки будет охлаждаться, сопротивление ее изменится, равновесие мостика нарушится, и стрелка гальванометра отклонится тем больше, чем больше скорость потока. Этот способ пригоден для измерения очень малых скоростей (от нескольких  $\text{см}/\text{с}$  до  $4-5 \text{ м}/\text{с}$ ), так как при дальнейшем повышении скорости потока охлаждение проволоки почти не увеличивается, а, следовательно, и сопротивление ее почти не меняется.

2. Регулируется сила тока в проволоке. Стрелка гальванометра  $G$  (фиг. 34) всегда остается на нуле, что достигается регулировкой силы тока. Равновесие мостика возможно только

в том случае, если сопротивление нити  $H$ , а следовательно и ее температура, будут постоянными. Скорость потока можно представить в функции показаний или амперметра  $A$  или вольтметра  $V$ . Измеряемый диапазон скоростей для этой схемы составляет, примерно, от  $0,5$  до  $10-12 \text{ м}/\text{с}$ . Некоторым видоизменением этой схемы можно добиться почти линейной тарировочной кривой до скоростей порядка  $50-70 \text{ м}/\text{с}$ .

Основное преимущество метода термоанемометра заключается в почти полной его безинерционности (при малом диаметре нити), что позволяет применять его для измерения пульсаций скорости потока и измерения скорости в сильно возмущенных областях потока.

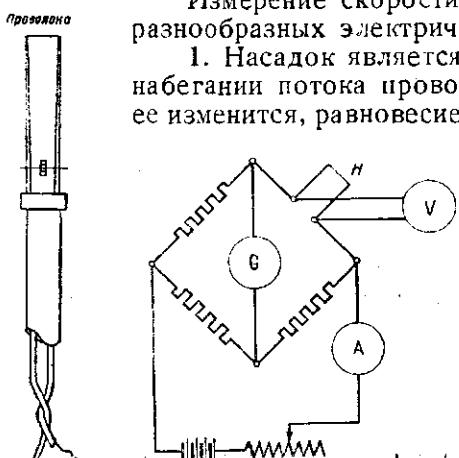
Комбинированные насадки из нескольких проволок позволяют измерять наряду со средней величиной скорости и ее направление.

### Измерение больших скоростей

Измерение скоростей больше  $100 \text{ м}/\text{с}$  должно производиться с учетом сжимаемости воздуха.

Уравнение Бернулли для сжимаемого газа может быть представлено в форме:

$$p = p_0 \left[ 1 + \frac{k-1}{2} \left( \frac{V}{a} \right)^2 \right]^{\frac{k}{k-1}},$$



Фиг. 33.

Фиг. 34.

где  $p$  — полное давление в потоке,  $p_0$  — статическое давление в потоке,  $k$  — показатель адиабаты  $\approx 1,41$  для воздуха,  $V$  — скорость газа в рабочей части,  $a$  — скорость звука в условиях потока.

Величина числа: Берсту  $Ba$  равна.

$$\frac{V}{a} = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[ \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}.$$

Если  $\frac{V}{a} < 1$ , то развертывая в ряд выражение для  $p$ :

$$p = p_0 + \frac{1}{2} \rho V^2 \left[ 1 + \frac{1}{4} \left( \frac{V}{a} \right)^2 + \frac{1}{40} \left( \frac{V}{a} \right)^4 + \frac{1}{1600} \left( \frac{V}{a} \right)^6 + \dots \right],$$

можно получить выражение для вычисления скоростного напора в виде:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{p - p_0}{1 + \frac{1}{4} \left( \frac{V}{a} \right)^2 + \frac{1}{40} \left( \frac{V}{a} \right)^4 + \frac{1}{1600} \left( \frac{V}{a} \right)^6 + \dots}.$$

Для вычисления  $Ba$  и  $q$  при больших скоростях потока необходимо знать полное и статическое давление в потоке. Если считать процесс адиабатическим, то полное давление равно начальному атмосферному давлению (или его можно определить трубкой Пито), а статическое давление в потоке можно измерить через отверстия в стенках трубы.

### БИБЛИОГРАФИЯ

1. Кимбрюс H. Messung strömender Luft mittels Staugeräten. Forschungsarb. a. d. Gebiete d. Ingenieurwesens. B. 1921 N. 240.
2. Лесникова, Н. И. и Юрьев, Б. Н. Аэродинамические исследования. Труды ЦАГИ 1928, № 33.
3. Красноперов, Е. В. Экспериментальная аэrodинамика, ч. 1 — М. 1930, 192 стр.
4. Handbuch d. Experimentalphysik v. IV, Teil I. Lpz. Akadem. Verl. 1931, 730 p.
5. Hydro- und Aerodynamik, Teil II. Widerstand und Auftrieb.
6. Handbuch d. Experimentalphysik, v. IV, Teil 2, Lpz. Akadem. Verl. 1932, 443 p.
7. Викорский J. Technika laboratoryjna pomiarow aerodynamicznych. Warszawa Wyd. Inst. aerodynamic. 1933.
8. Окунев, Б. Н., Шапирко, Я. М. и Вентцель, Д. А. Внешняя баллистика, ч. 1. Л. 1933, изд. Артиллер. академии РККА, 1933.
9. Прандтль, Л. и Титтенс, О. Гидро- и аэромеханика, т. II, М. — Л. ОНТИ, 1935 г.
10. Долинский, Е. Ф. — Измерение скоростей и давлений в воздушном потоке. Л.—М. Стандартгиз, 1935.
11. Durand W. F. Aerodynamic Theory V. III. J. Springer, 1935.

### ТУРБУЛЕНТНОСТЬ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБ

#### Турбулентность. Мера турбулентности

Во всех аэродинамических трубах поток является в большей или меньшей степени турбулентным. Турбулентность потока выражается в том, что в каждой данной точке скорость непрерывно пульсирует по величине и направлению, сохраняя постоянной только среднюю величину.

На турбулентность потока влияет геометрическая конфигурация трубы, вентилятор, поворотные лопатки, спрямляющие решетки и пр. Турбулентность потока оказывает существенное влияние на результаты испытаний.

В настоящее время принято следующее определение для меры (или степени) турбулентности.

Мера турбулентности потока в данной точке выражается отношением среднего квадратического уклонения скорости от своего среднего значения к среднему значению скорости, т. е. в виде формулы.

$$\varepsilon = \frac{\sqrt{\Delta V^2}}{V_{cp}}$$

(см. стр. 34).

### Методы измерения турбулентности

Непосредственное измерение степени турбулентности. Непосредственное измерение величины  $\varepsilon$  возможно осуществить с помощью термоанемометра. Пульсации скорости, воздействуя на накаленную нить, вызывают соответствующие пульсации ее электрического сопротивления. Пульсации электрического тока могут быть записаны, используя осциллограф или каким-либо другим путем.

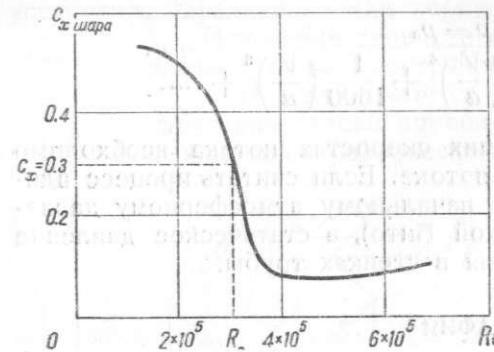
Несмотря на принципиальную простоту этого метода, практическое выполнение схемы представляет большие трудности, так как приходится добиваться исключения влияния целого ряда факторов (инерционность насадка и пр.). В силу этого, до последнего времени непосредственные измерения турбулентности сделаны в очень небольшом числе лабораторий.

Значительно большее распространение получили косвенные методы измерения турбулентности.

Динамический метод измерения турбулентности. При изучении зависимости коэффициента лобового сопротивления от  $Re$  найдено, что для ряда тел в некоторой области значений коэффициент сопротивления претерпевает резкие изменения. Эта область называется критической, а само явление кризисом; оно связано с образованием пограничного слоя на обтекаемом теле и с условиями его отрыва. Обнаружено также, что кризис может произойти раньше или позже, в зависимости от начальной турбулентности потока.

На фиг. 35 представлена типичная диаграмма зависимости  $c_x$  шара от  $Re$ . Подобный характер кривой сохраняется во всех трубах; но чем больше турбулентность потока, тем раньше наступает кризис и наоборот. По предложению Драйдена за меру турбулентности можно взять значение  $Re$ , при котором  $c_x$  шара равен 0,3. Это  $Re$  называется критическим числом Рейнольдса и обозначается  $R_c$ .

54



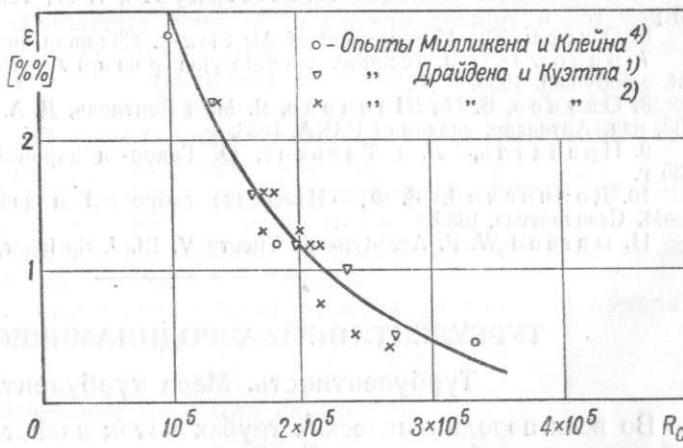
Фиг. 35.

На фиг. 36 представлены результаты опытов, связывающие значение  $R_c$  с мерой турбулентности  $\varepsilon$ .

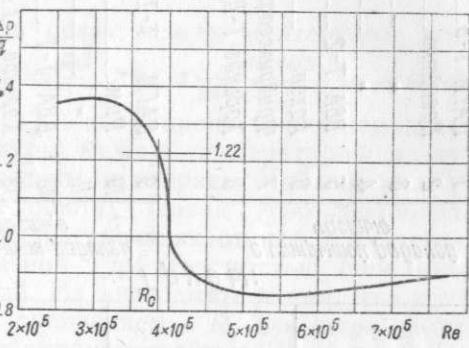
Следует отметить, что приведенная зависимость не является очень строгой. Значения  $R_c$  для данной трубы зависят и от диаметра шара, и от состояния его поверхности, и от способа подвески. Однако в силу простоты этого метода он получил большое распространение и для целей приближенного сравнения потоков является достаточным.

Измерение турбулентности по методу давлений. Весьма простой, с экспериментальной точки зрения, метод измерения турбулентности был предложен Драйденом в Америке и, независимо от него, Хörнером<sup>6</sup> в Германии. Этот метод основан на измерении разности между давлением в передней критической точке шара и давлением на задней части поверхности шара. Если  $\Delta p$  — упомянутая разность давлений,  $q$  — скорость напор, то изменение величины  $\frac{\Delta p}{q}$  в зависимости от  $Re$  оказывается сходным с изменением  $c_x$  шара по  $Re$  (фиг. 37).

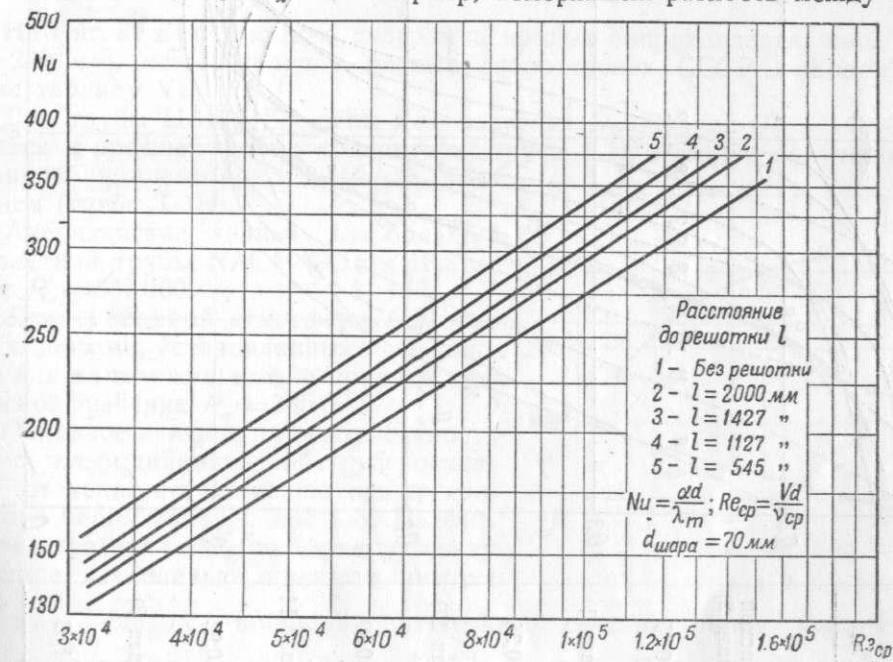
Экспериментально установлено<sup>15</sup>, что значение  $\frac{\Delta p}{q} = 1,22$  соответствует  $c_x = 0,3$ . Таким образом, измерение критического числа для шара при  $\frac{\Delta p}{q} = 1,22$  будет соответствовать значению  $R_c$ , определяемому по динамическому методу при  $c_x = 0,3$ . Хörнер, измерявший разность между стати-



Фиг. 36.

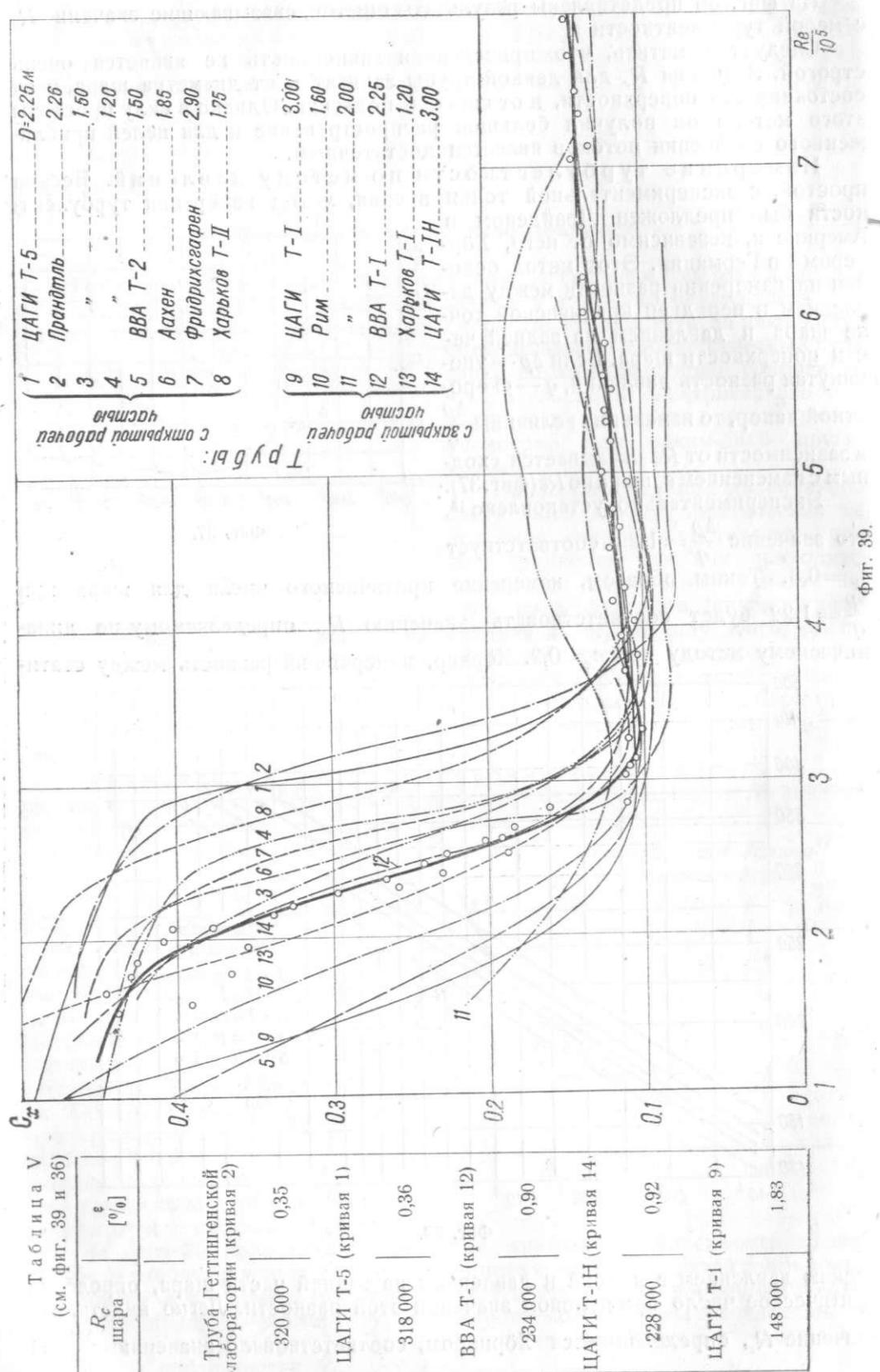


Фиг. 37.



Фиг. 38.

ческим давлением в потоке и давлением на задней части шара, определяя критическое число при нулевом значении этой разности. Легко видеть, что значение  $R_c$ , определявшееся Хörнером, соответствовало значению  $\frac{\Delta p}{q} = 1$



фиг. 39.

и из графика фиг. 37 видно, что значения  $R_c$  по Хёрнеру должны несколько превышать значения  $R_c$  по динамическому методу.

Тепловой метод измерения турбулентности<sup>9</sup>. Лойцянским разработан метод измерения турбулентности, основанный на определении зависимости между теплоотдачей тела, находящегося в потоке, и степенью турбулентности потока. Если в поток поместить нагреваемое до постоянной температуры тело, то количество теряемого на нагревание тепла будет (при данной турбулентности потока) тем больше, чем больше скорость, т. е.  $Re$ , а при данном значении  $Re$  — тем больше, чем больше турбулентность потока.

На фиг. 38 представлена для шара связь между критериями подобия — тепловым критерием Нуссельта  $Nu = \frac{ad}{\lambda}$ , где  $a$  — коэффициент теплопередачи,  $d$  — диаметр шара,  $\lambda_m$  — коэффициент теплопроводности воздуха, взятый для средней температуры между температурой воздуха и температурой стенки и аэродинамическим критерием Рейнольдса  $Re_{cp}$ , (т. е. средним значением  $Re$  во время опыта). Поток турбулизировался решеткой. Шар помещался на различных расстояниях от нее и находился, следовательно, в областях потока с разной турбулентностью (чем ближе к решетке — тем больше турбулентность). Из диаграммы видно, что путем соответствующей тарировки (например, сравнением с  $R_c$  для шара) можно установить связь между теплоотдачей и турбулентностью. Этот метод дает хорошие результаты при  $Re < R_c$ .

#### Сведения о турбулентности потока в различных аэродинамических трубах СССР и заграницы

На фиг. 39 дана сводная диаграмма кривых сопротивления шара ЦАГИ ( $d=242$  мм), испытанного в разных лабораториях СССР и Европы (см. также таблицу V).

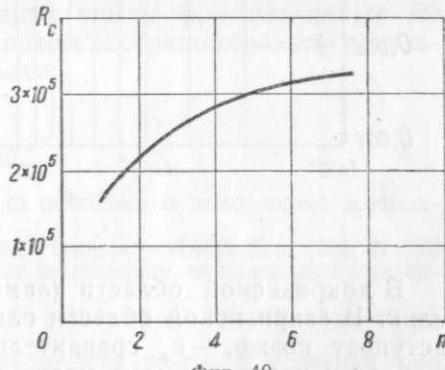
Для трубы ЦАГИ Т-1 даны два значения  $R_c$ . Первое ( $R_c=148000$ ) относится к прежней форме коллектора (труба Т-1), а второе получено после установки коллектора с двойным поджатием (труба Т-1Н).

Американские данные для большой самолетной трубы NACA ( $9,15 \times 18,3$  м) дают  $R_c=357000$ .

Для свободной атмосферы (из опытов с шарами, установленными на самолете или на тележке) можно принять критическое значение  $R_c=385000$ .

Основное влияние на турбулентность потока в аэродинамической трубе оказывает степень поджатия потока в коллекторе перед рабочей частью. На фиг. 40 представлена связь (по Хёрнеру) между  $R_c$  шара и степенью поджатия потока

$n$  ( $n=\frac{F_1}{F_0}$ , где  $F_1$  — площадь поперечного сечения перед коллектором,  $F_0$  — площадь выходного сечения коллектора). Кривая ориентирует на средние значения  $R_c$  для разных труб. Фактические уклонения от средних значений могут составлять  $\pm 50000$ . Для уменьшения турбулентности потока современные аэродинамические трубы делаются со степенью поджатия не меньше 4—5. Английские исследования показали, что при степенях поджатия порядка 16 турбулентность потока практически близка к нулю.

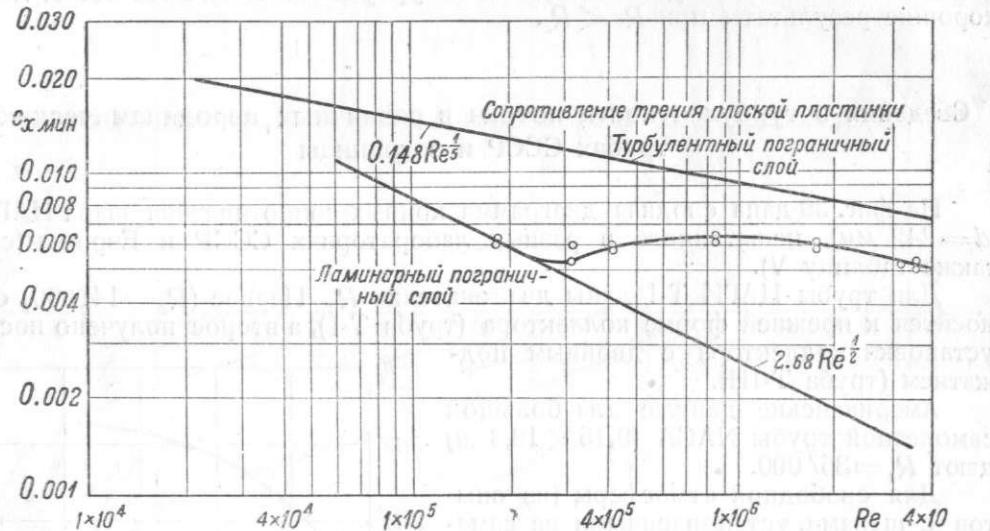


Фиг. 40.

## ✓ Влияние турбулентности и числа Рейнольдса на аэродинамические характеристики

Сопротивление хорошо обтекаемой формы при безотрывном обтекании является, в основном, сопротивлением поверхностного трения и связано с потерями энергии в пограничном слое тела. Закон изменения сопротивления с увеличением  $Re$  в этом случае соответствует изменению сопротивления плоской пластинки при  $a=0$ . По мере увеличения  $Re$  длина начального ламинарного участка пограничного слоя уменьшается, а турбулентного — возрастает. Это обстоятельство приводит к тому, что кривая лобового сопротивления плоской пластинки или тонкого аэродинамического профиля приближается к кривой чисто-турбулентного трения. Иллюстрацией сказанного может служить фиг. 41, на которой представлено изменение  $c_{x \min}$  симметричного профиля NACA 0006 в зависимости от  $Re$ . Если, при данном  $Re$ , повысить турбулентность потока, то значение коэффициента сопротивления возрастет, так как большая начальная турбулентность потока приведет к более раннему возникновению турбулентного участка слоя.

Влияние турбулентности и  $Re$  на сопротивление шара (близок к этому закон изменения сопротивления цилиндра) представлено на фиг. 39. Хотя шар является плохо обтекаемым телом и основное сопротивление получается для него за счет сил давления, а не трения, однако, картина внешнего потока определяется условиями отрыва его пограничного слоя.



Фиг. 41.

В докризисной области (ламинарный слой) отрыв наступает рано —  $c_x$  велик. В закризисной области слой почти полностью турбулентен и отрыв наступает позже, —  $c_x$  сравнительно мал и изменения его незначительны. В области кризиса имеет место совместное влияние ламинарного и турбулентного слоя. Так как увеличение начальной турбулентности потока будет способствовать более раннему возникновению турбулентного слоя, то это приводит к более раннему наступлению кризиса.

Коэффициент сопротивления плоской пластинки, поставленной нормально к потоку (а также сопротивление тел, где доля поверхностного трения ничтожна, а точка отрыва слоя фиксирована, например тупое тело с обрезанным задним концом) при данной турбулентности почти не зависит от  $Re$ . Однако, при данном  $Re$ , увеличение турбулентности приводит к возрастанию  $c_x$ ; это объясняется увеличением обмена между потоком и застойной областью за телом, в результате чего давление в ней понижается.

На фиг. 42 приведены кривые изменения  $c_y \max$  в зависимости от  $Re$  по опытам в английской трубе переменной плотности для ряда профилей. Из диаграммы видно, что общая закономерность в изменении  $c_y \max$  отсутствует. Анализ происходящих здесь явлений достаточно сложен, так как дело не ограничивается одним соотношением участков турбулентного и ламинарного слоев. Не меньшую роль играет здесь форма носика и наличие положительного градиента давления на верхней поверхности профиля. На основании существующего большого экспериментального материала профили более или менее обычной формы можно разбить на следующие три группы:

1. Профили тонкие и средней толщины с малой вогнутостью (например, NACA 2412). При увеличении  $Re$  значение  $c_y \max$  возрастает. Аналогично влияет увеличение турбулентности при неизменном  $Re$ .

2. Толстые профили с большой вогнутостью (например, USA 35A).

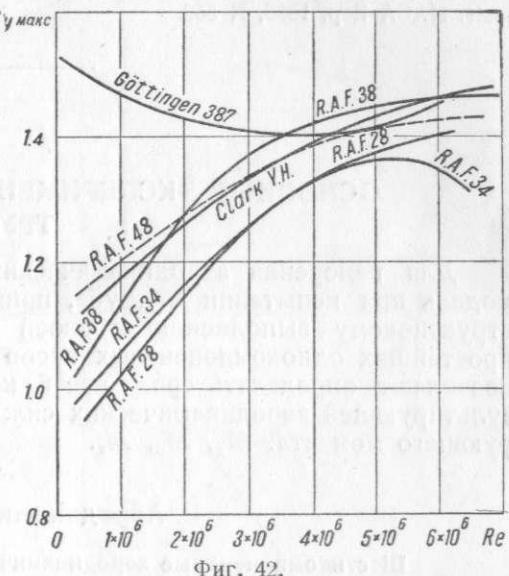
При увеличении  $Re$   $c_y \max$  падает. Падение  $c_y \max$  происходит также при увеличении турбулентности на данном  $Re$ .

3. Профили средней толщины и средней вогнутости.

При малой (постоянной) турбулентности потока величина  $c_y \max$  мало реагирует на увеличение  $Re$ . При увеличении  $\varepsilon$  значение  $c_y \max$  в большинстве случаев несколько возрастает.

Заслуживает внимания способ учета<sup>14</sup> совместного влияния  $Re$  и  $\varepsilon$  на  $c_y \max$  и  $c_x \min$  путем введения так называемого эффективного числа Рейнольдса. Однако, пока этот метод приходится считать попыткой, требующей для своего подтверждения дальнейшей исследовательской работы.

Следует указать, что для более обоснованного перехода от испытаний модели к натуре предпочтительнее проводить опыты при различных  $Re$  в трубе с малой турбулентностью потока и потом экстраполировать результаты испытаний на большие числа Рейнольдса.



Фиг. 42.

## БИБЛИОГРАФИЯ

- Dryden H. L. and Kuettner A. M. Effect of turbulence in wind tunnel measurements. — NACA Rep. 1929, N. 342.
- Dryden H. L. Reduction of turbulence in wind tunnels. — NACA Rep. 1931, N. 392.
- Гласс Ф. Г. О влиянии Рейнольдса числа на величину максимальной подъемной силы. — Труды ЦАГИ 1932, № 103.
- Millikan C. and Klein A. The effect of turbulence. — „Aircraft Engineering“ 1933, N. 54, v. V, p. 169—174.
- Kartman Th. and Millikan C. The use of the wind tunnel in connection with aircraft-design problems. — „Trans. of A.S.M.E.“ 1934, v. LVI, N. 3, p. 151—166.
- Noegger S. Versuche mit Kugeln betreffend Kennzahl, Turbulenz und Oberflächenbeschaffenheit. — „Luftfahrtforschung“ 1935, v. XII, N. 1, p. 42—54.
- Красильщиков П. П. Материалы к динамической шкале турбулентности. — Техн. земетки ЦАГИ 1935, № 82.
- Лойцянский Л. Г. К теории кризиса сопротивления плохо обтекаемых тел. — Труды ЦАГИ 1935, № 237.
- Лойцянский Л. Г. и Шваб Б. А. Тепловая шкала турбулентности. — Труды ЦАГИ 1935, № 239.
- Красильщиков П. П. Влияние числа Рейнольдса и турбулентности потока на максимальную подъемную силу крыла. — Труды ЦАГИ 1935, № 263.

11. Karmen Th. and Millikan C. A theoretical investigation of the maximum lift coefficient. — „RAS“ 1935, v. XXXIX, № 295, p. 619—632.
12. Durand W. F. Aerodynamic Theory, v. III. — B. J. Springer, 1935.
13. Relf E. F. Results from the compressed air tunnel. — „RAS“ 1935, v. XXXIX, N 289, p. 1—30.
14. Jacobs E. N. and Clay W. C. Characteristics of the NACA 23012 airfoil from tests in the full-scale and variable density tunnels. — NACA Rep. 1935, N. 530.
15. Platt R. C. Turbulence factors of NACA wind tunnels as determined by sphere-tests. NACA Rep. 1936, N 558.

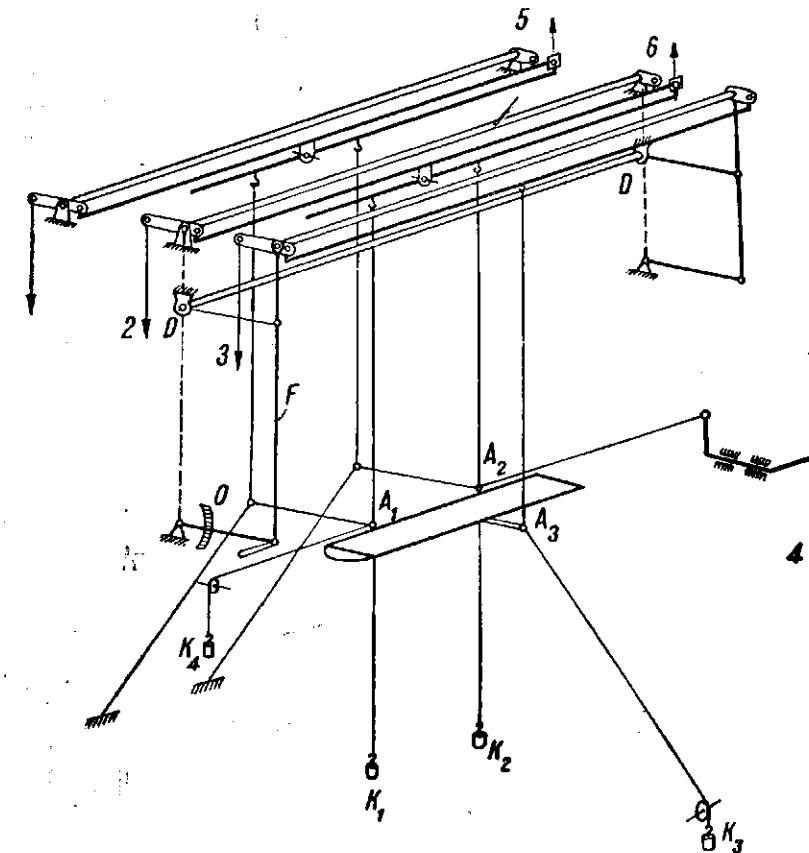
## ОСНОВНЫЕ ЭКСПЕРИМЕНТЫ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ

Для измерения аэродинамических сил и моментов, действующих на модель при испытании в трубе, применяются специальные весы. По конструктивному выполнению и своей схеме они весьма разнообразны — от простейших однокомпонентных весов до наиболее совершенных, которые позволяют определять сразу все 6 компонентов, т. е. три компонента результирующей аэродинамической силы:  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$  и три компонента результирующего момента:  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$ .

### Аэродинамические весы

#### Шестикомпонентные аэродинамические весы с ниточной подвеской

В аэродинамических лабораториях весы с ниточной подвеской получили широкое распространение. На фиг. 43 дана схема 6-компонентных весов типа Геттингенской лаборатории. Подвеска осуществляется из тонкой стальной проволоки. Модель подвешивается в трех точках  $A_1$ ,  $A_2$ ,  $A_3$  в перевернутом положении, чтобы положительная подъемная сила нагружала подвеску. Контргрузы  $K_1$ ,  $K_2$ ,  $K_3$  и  $K_4$  служат для натяжения подвески. Кроме того, контргрузы  $K_1$ ,  $K_2$ ,  $K_3$  компенсируют отрицательную подъемную силу, а  $K_4$  компенсируют боковую силу. Углы атаки читаются по лимбу  $O$  и изменяются путем перемещения штанги  $F$  вверх и вниз вращением вокруг оси  $D - D$ . Изменение углов скольжения  $\beta$  достигается помостью поворотного круга, на котором устанавливаются весы, т. е. поворотом вокруг вертикальной оси всей рамы весов. Углы  $\beta$  отсчитываются по шкале поворотного круга. Весы  $I$  измеряют силу лобового сопротивления; сумма показаний весов 2 и 3 дает величину подъемной силы; на весах 4 определяется боковая сила. Момент рыскания и момент крена получаются, соответственно, из показаний весов 5 и 6. Момент тангажа определяется подсчетом, в общем случае из показаний трех весов — 1, 2 и 3. Отсчеты на весах во время опыта берутся в момент равновесия визуальным способом, одновременно с отсчетом на шкале микроманометра, измеряющего  $q$  потока. В показания весов, кроме величины аэродинамических сил и моментов, действующих на модель, входит еще первоначальная загрузка весов от веса контргрузов и самой модели, а также сила и момент сопротивления подвески. Первоначальная загрузка весов находится без потока, а сила и момент сопротивления подвески определяются специальным испытанием, с заменой используемой модели маленьким профилем, аэродинамические характеристики которого известны. Изменение сил, действующих на подвеску в течение опыта, влечет за собой изменение ее конфигурации, что изменяет передаточные коэффициенты от сил к весам. Ошибки, возникающие при этом, учитываются специальной тарировкой, производящейся при каждом опыте. В углы атаки, прочтенные по лимбу, вводится поправка на вытяжку проволок.

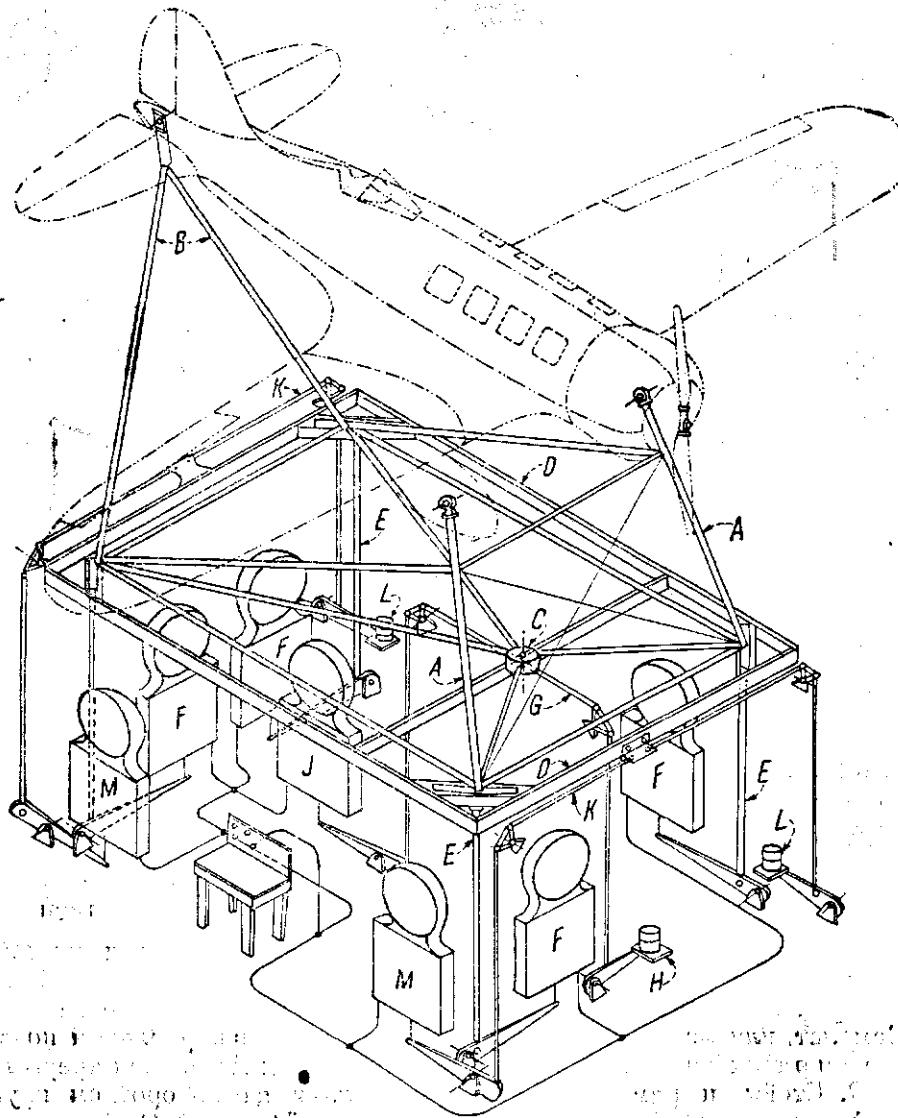


Фиг. 43.

#### Шестикомпонентные аэродинамические весы с жесткими державками

Другим типом аэродинамических весов являются весы державочные. К этому типу относятся 6-компонентные весы аэродинамической трубы лаборатории NACA (Ланглей-Филд), схема которых приведена на фиг. 44.

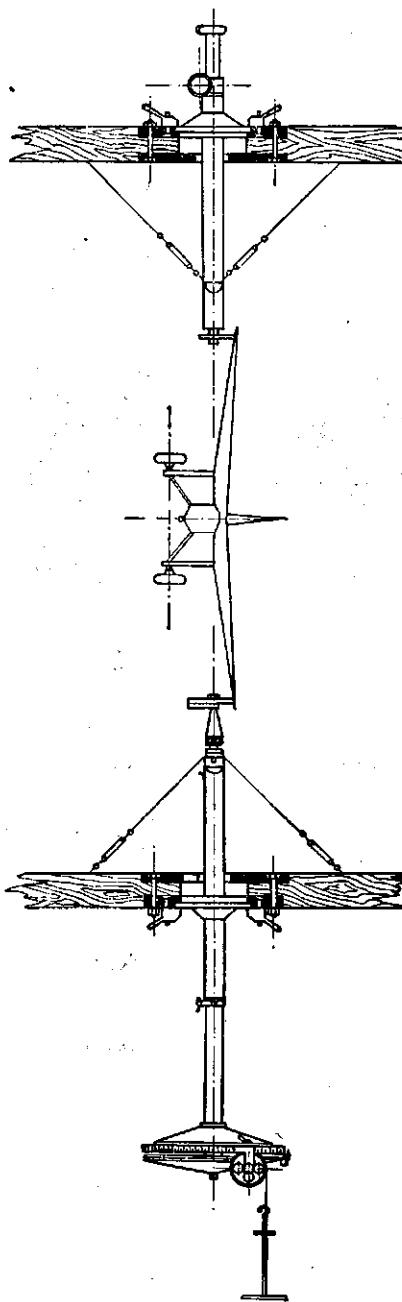
Самолет, или макет самолета, крепится к весам в нормальном полетном положении в трех точках: двумя передними стойками  $A$  и задней треугольной рамой  $B$ . Стойки и рама укреплены распорками на поворотном круге  $C$ , который, в свою очередь, соединен с „плавающей“ рамой  $D$ . Эта рама покоятся на распорках  $E$ , которые передают подъемную силу на весы  $F$ . Лобовое сопротивление измеряется весами  $I$ , боковая сила — весами  $M$ . Моменты тангажа, крена и рыскания определяются по найденным сила姆 и соответствующим плечам. Весы снабжены самописцами, и в момент равновесия показания всех семи весов фиксируются одновременно посредством замыкания контактной кнопки. Углы атаки изменяются поднятием и опусканием хвостовой части самолета помостью труб с телескопическим соединением, винты которых вращаются электромоторами. Аналогичным устройством снабжен и поворотный круг  $C$ , помошью которого изменяются углы скольжения в диапазоне  $\pm 20^\circ$ . Вся рама  $D$  и весы заключены в специальную кабину для предохранения ее от задуваний воздуха. Поддерживающие самолет опоры укрыты обтекателями, не связанными с весами. При испытании замеряется суммарное сопротивление самолета и поддерживающих опор. Сопротивление последних, которое необходимо вычесть из полученных величин, определяется дополнительным испытанием, при котором самолет подвешивается на тросах к балкам крыши. При испытаниях изолированных крыльев применяются опоры другой конструкции. В них механизм для изменения углов атаки заключен в передних стойках.



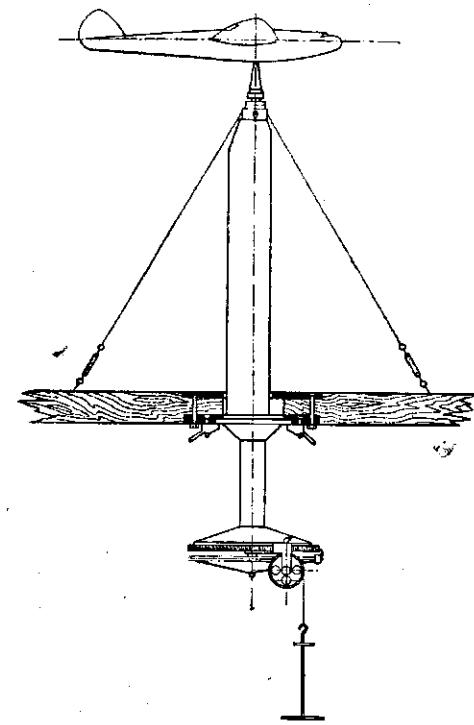
Однокомпонентные аэродинамические весы

Для решения частных задач пользуются однокомпонентными весами. Так, для испытаний на продольную устойчивость и устойчивость путем в ЦАГИ применяются специальные моментные весы. Схема однокомпонентных весов для определения  $c_{mz}$  дана на фиг. 45. Весы состоят из двух штанг, укрепляемых в специальных гнездах в полу и потолке аэродинамической трубы. Части штанг, находящиеся в потоке, закрыты обтекателями. Модель специальными державками, врезаемыми в концы крыла, крепится к штангам таким образом, чтобы ось вращения совпадала с осью, относительно которой определяется момент. Момент передается на вал, проходящий внутри нижней штанги, через поводок, жестко укрепленный на верхнем конце вала. На нижнем его конце смонтирован лимб, по которому отчитываются углы атаки модели, и весовое приспособление, состоящее из двух чашек, связанных с лимбом тонкой проволокой, перекинутой через блоки и проходящей в выемке по окружности лимба. Нагружением

чашек модель приводится в положение равновесия на желаемом угле атаки, и тогда произведение нагрузки на радиус лимба будет равно моменту на данном угле атаки. В результате испытаний на этом приборе вносится поправка (в углы атаки модели), учитывающая закручивание вала под действием моментов, приложенных к разным концам вала. Поправка берется из графика, полученного на основании специально произведенной тарировки. Схема однокомпонентных весов для испытаний на момент рыскания ( $c_{mz}$ ) дана на фиг. 46. Прибор представляет собой вертикальную штангу, входящую в специальное гнездо в полу аэродинамической трубы. Штанга состоит из трубы, закрытой обтекателем; внутри нее проходит вал. Модель специальной державкой, врезаемой в фюзеляж, укрепляется на верхнем конце вала так, что ось вала совпадает с осью, относительно которой определяется момент. Моменты и углы замеряются так же, как на приборе для испытаний на продольную устойчивость.



Фиг. 45.



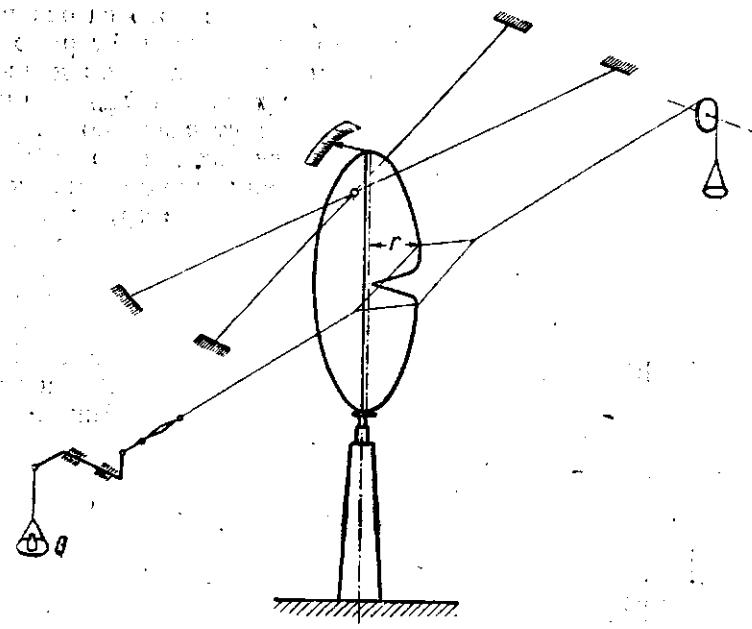
Фиг. 46.

так как измерительная часть обоих весов одинакова. В углы  $\beta$  вводится поправка на скручивание вала.

Помимо основного своего назначения, моментные весы лаборатории ЦАГИ используются для установки и закрепления модели в нужном положении при испытаниях по определению шарнирных моментов органов управления. Схема установки для этих опытов приведена на фиг. 47.

В других лабораториях применяются аналогичные установки. Углы отклонения руля фиксируются на укрепленном на стабилизаторе лимбе стрелкой, связанной с рулем, и читаются наблюдателем через оптическую трубу. Шарнирный момент равняется:

$$M_{sh} = Qr \cdot \cos(r, V).$$



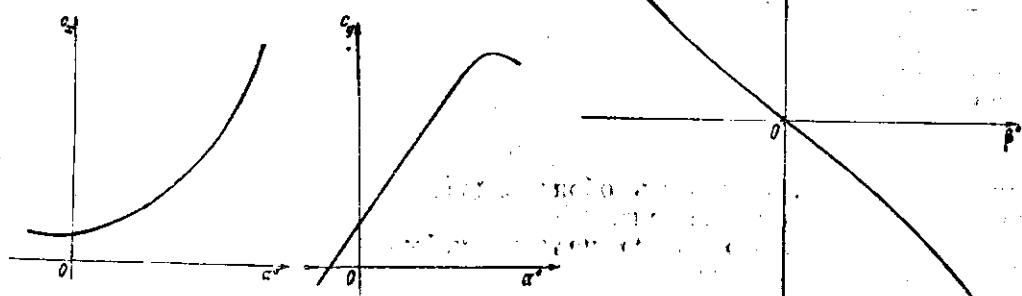
Фиг. 47.

#### Графики основных аэродинамических экспериментов

По найденным из опыта значениям  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$ ,  $M_x$ ,  $M_y$  и  $M_z$  и замеренной величине скоростного напора  $q$  находятся аэродинамические коэффициенты по основным формулам экспериментальной аэrodинамики:

$$\begin{aligned} c_x &= \frac{X}{qS}, \quad c_y = \frac{Y}{qS}, \quad c_z = \frac{Z}{qS}; \\ c_{mx} &= \frac{M_x}{qSL}, \quad c_{my} = \frac{M_y}{qSL}, \quad c_{mz} = \frac{M_z}{qSL}. \end{aligned}$$

Полученные результаты представляются в виде таблиц и диаграмм, изображающих зависимость между углами и коэффициентами (фиг. 48, 49 и 50).



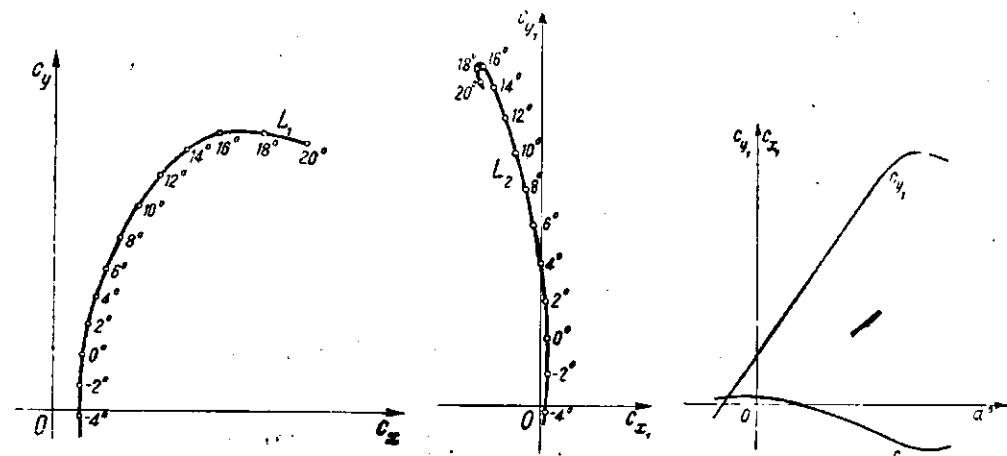
Фиг. 48.

Фиг. 49.

Фиг. 50.

#### Диаграмма коэффициентов сил

Кривые лобового сопротивления и подъемной силы в случае симметричной продувки чаще всего изображаются в виде одной кривой  $c_y = f(c_x)$  с разметкой на ней углов атаки (фиг. 51). Кривая  $L_1$  носит название кривой

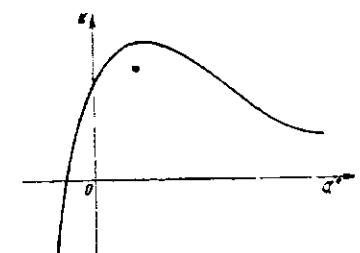


Фиг. 51.

Фиг. 52.

Фиг. 53.

Лилиенталя первого рода. При переходе от коэффициентов в поточной системе координат ( $c_x$  и  $c_y$ ) к коэффициентам в связанный системе координат ( $c_{x_1}$  и  $c_{y_1}$ ) получается кривая Лилиенталя второго рода  $L_2$  (фиг. 52), аналогичная кривой  $L_1$ . Кривые  $c_{y_1}$  и  $c_{x_1}$  по  $\alpha$  для обычного крыла изображены на фиг. 53. Вычерченная в равных масштабах  $c_x$  и  $c_y$  (или  $c_{y_1}$  и  $c_{x_1}$ ) кривая Лилиенталя представляет собой полярную, так как при этом вектор, проведенный из начала координат в какую-либо точку кривой, будет изображать коэффициент полной аэродинамической силы  $c_R$  по величине и направлению, т. е. кривая Лилиенталя будет геометрическим местом концов векторов коэффициента полной аэродинамической силы, отсекенного к направлению скорости потока, как полярной оси (или отсекенного к хорде крыла, как полярной оси). На практике принято называть полярой кривую Лилиенталя при любых масштабах  $c_x$  и  $c_y$ . В аэrodинамическом расчете при оценке крыльев и самолетов часто пользуются качеством:  $k = \frac{c_y}{c_x}$ , или обратным качеством  $\mu = \frac{c_x}{c_y}$ . Значения  $k$  даются обычно в функции угла атаки  $\alpha$  (фиг. 54).



Фиг. 54.

#### Диаграмма коэффициентов моментов

Вид кривой коэффициента момента в функции угла  $\alpha$  меняется в зависимости от положения оси, относительно которой момент подсчитан. При испытаниях моделей самолетов ось проходит через центр тяжести самолета, модель которого исследуется. При испытании крыльев ось проходит перпендикулярно к плоскости сечения через точку пересечения хорды центрального сечения крыла с перпендикуляром, касательным к носику (фиг. 55). Полная аэродинамическая характеристика крыла в случае симметричной продувки изображается диаграммой фиг. 56, где  $c_m = f(c_y)$  представляет собой кривую момента относительно указанной оси. На этой диаграмме

дается также парабола индуктивного сопротивления  $c_{xi} = \frac{4}{\pi L} (1 + \delta) c_y^2$ . Некоторые лаборатории дают кривую  $c_m = f(c_y)$  на отдельной диаграмме, нанося там же кривую перемещения центра давления (ц. д.)

Центром давления (ц. д.) называется точка, в которой полная аэродинамическая сила пересекает связанную ось  $Ox_1$  (фиг. 57).

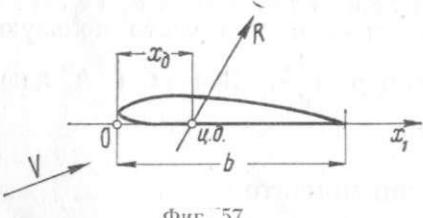
Положение ц. д. определяет переменная по углам атаки координата  $x_d$ . Отношение  $x_d$  к характерной длине тела  $L$  называется коэффициентом ц. д., т. е.  $c_d = \frac{x_d}{L}$ .

Для крыла принято  $c_d$  выражать в процентах от длины хорды, т. е.  $c_d = \frac{x}{b} \cdot 100\%$ .

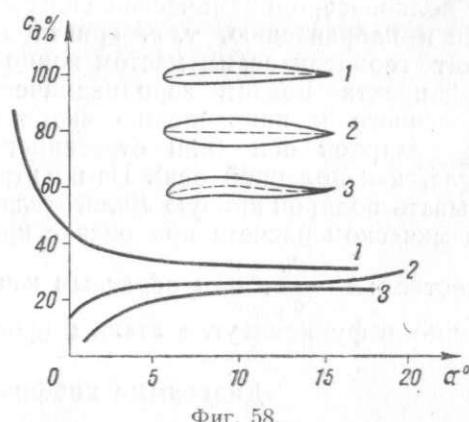
Зная аэродинамические характеристики крыла, легко вычислить  $c_d$  по формуле  $c_d = \frac{c_m}{c_y}$ , или по приближенной формуле  $c_d \approx \frac{c_m}{c_y}$ , достаточно точной при малых углах атаки (до  $20^\circ$ ). Ц. д. сильно перемещается по поверхности тела. Характер кривых перемещения ц. д. по углам атаки для различных крыльев показан на фиг. 58.

Типичные кривые продольной статической устойчивости  $c_{mz} = f(\alpha)$  изображены на фиг. 59 (a, b, c).

Угол атаки  $\alpha$ , при котором  $c_{mz} = 0$ , называется углом балансировки. Кривая *a* фиг. 59 имеет один угол балансировки и  $\frac{dc_{mz}}{d\alpha} > 0$ , что соответствует устойчивому самолету; на кривой *b* имеется участок балансировочных углов, что характеризует нейтральный самолет, и, наконец, кривая *c* имеет три угла балансировки и  $\frac{dc_{mz}}{d\alpha} < 0$  в среднем из них,



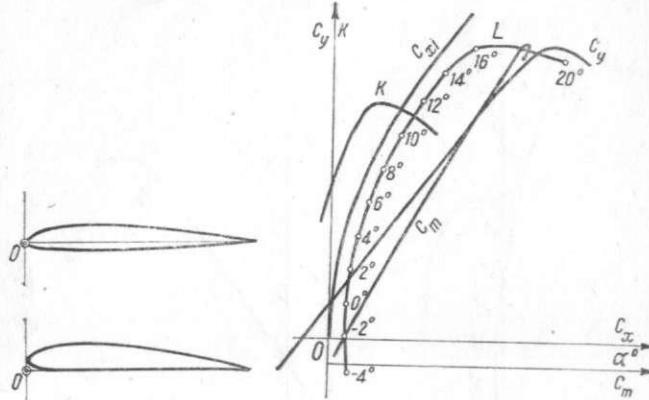
Фиг. 57.



Фиг. 58.

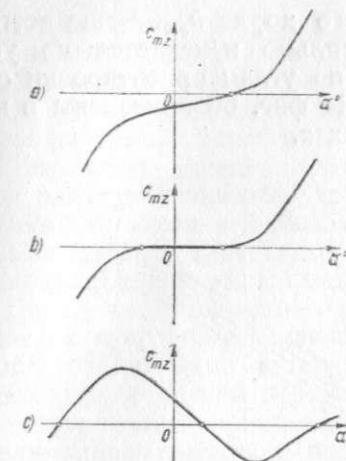
т. е. отвечает неустойчивому самолету. При изменении углов руля высоты  $\delta_{p.v}$  кривые  $c_{mz}$  по  $\alpha$  сдвигаются и получается сетка кривых, характеризующая эффективность руля высота (фиг. 60). На основании этого графика можно построить балансировочную кривую  $\delta_{p.v} = f(\alpha)$ , т. е. кривую управляемости самолета (фиг. 61). Аналогичный характер имеет и кривая  $\varphi = \varphi(\alpha)$  (фиг. 62), где  $\varphi$  — угол установки стабилизатора.

Испытания на момент рысканья производятся обычно при постоянном  $\alpha$ , и кривые  $c_{my}$  даются в функции угла  $\beta$ . Изображенные на фиг. 63 кривые

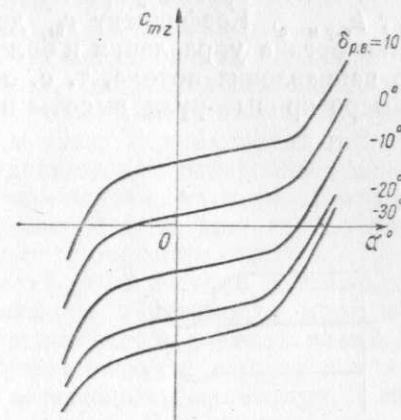


Фиг. 55.

Фиг. 56.

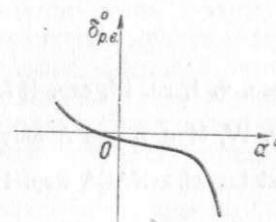


Фиг. 59.

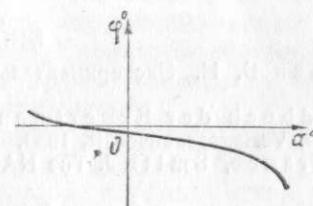


Фиг. 60.

$c_{my}$  по  $\beta$  характеризуют устойчивый самолет, так как признаком устойчивости является условие  $\frac{dc_{my}}{d\beta} > 0$  в точке балансировки. Вся сетка кривых фиг. 63 характеризует эффективность руля направления.



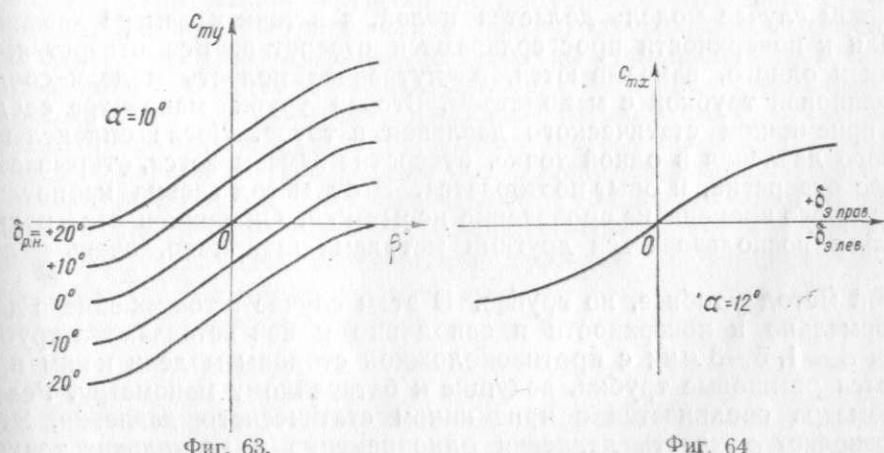
Фиг. 61.



Фиг. 62.

Коэффициент момента крена  $c_{mx}$  обычно дают в функции углов отклонения элеронов при  $\alpha = \text{const.}$  (фиг. 64) или в функции  $\alpha$  при  $\delta_e = \text{const.}$  (фиг. 65).

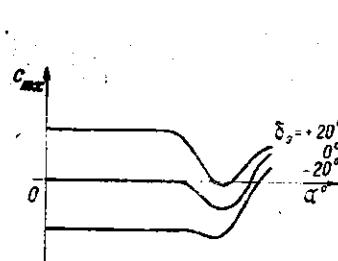
Коэффициент шарнирного момента органов управления находится по формуле  $c_w = \frac{M_w}{q S_{o.y} b_{o.y}}$ , причем при подсчете момент относится к площади



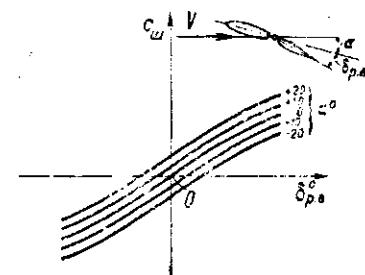
Фиг. 63.

Фиг. 64.

соответствующего органа управления  $S_{o,y}$  и его хорде  $b_{o,y}$ . Чаще всего за  $b_{o,y}$  берут  $b_{o,y \text{ макс}}$ . Коеффициент  $c_w$  довольно сильно изменяется по углам отклонения органа управления и более слабо по углам ориентировки относительно направления потока, т. е.  $\alpha$  или  $\beta$ . На фиг. 66 приведены в качестве примера кривые руля высоты при разных  $\alpha$ .



Фиг. 65.



Фиг. 66.

### Масштабы коэффициентов, принятые в лабораторной практике

$c_x$	1 — 50 см	$c_{mx}$	1 — 100 см
$c_y$	1 — 10 "	$c_{my}$	1 — 100 "
$c_z$	1 — 50 "	$c_{mz}$	1 — 100 "
$k$	1 — 0,5 "	$c_w$	1 — 50 "
$c_m$	1 — 25 " (крыло, фюзеляж и т. д.)		

(модель самолета)

### БИБЛИОГРАФИЯ

- Юрьев Б. Н. Экспериментальная аэродинамика, ч. 1, гл. IX, стр. 187. — М. — Л. ОНТИ, 1936.
- Handbuch der Experimentalphysik, v. IV, Hydro- und Aerodynamik, Teil Lpz. Akad. Verlagsgesellschaft, 1932.
- De France, Smith J. The NACA full-scale wind tunnel. — NACA Rep. 1933, № 459.

### МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ

Опыты по определению распределения давлений проводятся для проверки различных аэродинамических теорий, для выяснения физической картины обтекания и взаимного влияния различных тел и для уточнения расчетов самолетов на прочность.

Методы определения давлений по поверхности обтекаемых тел можно разделить на: 1) метод полых моделей, 2) метод штепселей и 3) метод дренажа.

В первом случае модель делается полой, а в точках замера давления по нормали к поверхности просверливаются отверстия. Все отверстия, за исключением одного, замазываются, а внутренняя полость модели соединяется резиновой трубкой с манометром. Вторая трубка манометра соединяется с приемником статического давления в трубе. После определения избыточного давления в одной точке, отверстие замазывается, открывается следующее отверстие, и опыт повторяется. Этот метод весьма кропотлив, и требует много времени на проведение испытаний. Он применяется редко, когда нельзя воспользоваться другими методами (например, очень малые модели).

Второй метод удобнее, но грубее. В этом случае в точках замера давления, нормально к поверхности и заподлицо к ней вставляются трубы (штепсели  $d = 1,5-3$  мм); с противоположной стороны модели к ним присоединяются резиновые трубы, ведущие к батарейному манометру. Резервуар манометра соединяется с приемником статического давления. Этот метод позволяет измерять давления одновременно в нескольких точках,

но обтекание модели искажается пучками резиновых трубок на стороне, противоположной той, по которой измеряются давления.

Наиболее совершенным методом является метод дренажа модели. В этом случае в каждой точке, в которой измеряется давление, подводится трубка (внешний диаметр 1,5—3 мм). Трубки укладываются внутри модели в специальных канавках, выводятся пучком наружу через торцы модели и при помощи резиновых трубок соединяются с батарейным манометром. Канавки на модели заделываются деревом или воском и полируются. Метод дренажа требует длительной пропарировки модели вне трубы, но обтекание модели почти не искажается и опыт проводится быстро.

Довольно часто применяется коллекторная система дренажа, заключающаяся в том, что в канавках заподлицо к поверхности модели укладываются трубы. Один конец трубок, расположенных вдоль размаха модели, запаивается, а другой через торец модели выходит наружу и при помощи резиновых трубок присоединяется к батарейному манометру. Канавки на модели заделываются и модель полируется. В магистральных трубах, в местах замера давлений, нормально к поверхности модели просверливаются отверстия. Все отверстия, за исключением одного на каждой трубке, замазываются и производится замер давлений. Потом эти отверстия замызаются, а открывается другой ряд отверстий и т. д. В этом случае пропарировка модели не столь кропотлива, как в первом случае дренажа, но опыт ведется немного дольше. У моделей, имеющих плоскость симметрии, обычно дренажируется лишь одна сторона. Для уменьшения стоимости модели и для увеличения ее размеров иногда при испытании моделей крыльев изготавливается лишь полукрыло. В этом случае модель со стороны плоскости симметрии крыла упирается в стенку аэродинамической трубы или в специальный плоский экран. Этот метод основан на теории зеркальных отображений. В этом случае дренажные трубы выводятся наружу через торец модели, прикрепленный к стенке или экрану.

Во всех случаях определения давлений необходимо соблюдать основные правила: трубы для измерения давлений должны быть расположены нормально к поверхности обтекаемого тела, а глубина отверстий должна быть равна или больше трех их внутренних диаметров.

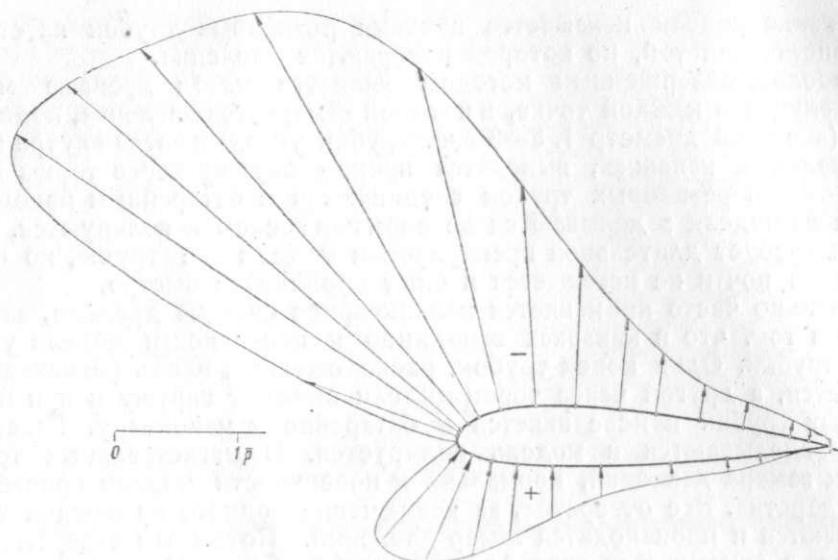
### Обработка материалов. Подсчет сил и моментов по картине давлений

Безразмерный коэффициент давления подсчитывается по формуле:

$$p = \frac{p_u - p_{st}}{q},$$

где  $p_u$  — давление в данной точке модели,  $p_{st}$  — статическое давление,  $q$  — скоростной напор. Графики распределения давлений строятся или в виде векторных диаграмм или в прямоугольных хордовых осях. В первом случае значения коэффициента давления откладываются в масштабе по нормали к поверхности модели (фиг. 67). Во втором случае (наиболее распространено для крыльев и оперений) точки, в которых измерялись давления, проектируются на хорду модели (на ось  $Ox_1$ ). Хорда модели принимается за ось абсцисс, а по оси ординат откладываются в масштабе значения коэффициента давления. Опытные точки соединяются плавной линией (на фиг. 68  $\bar{p}$  — значение коэффициента давления на нижней поверхности, а  $\bar{p}_u$  — значение коэффициента давления на верхней поверхности). Значение  $\bar{p}$  не может превышать величину  $\bar{p} = +1$ ; это значение соответствует передней критической точке. Отрицательные значения  $\bar{p}$  могут доходить до значений  $\bar{p} = -6, -8$ , а иногда (у тонких крыльев при больших углах атаки) и больших.

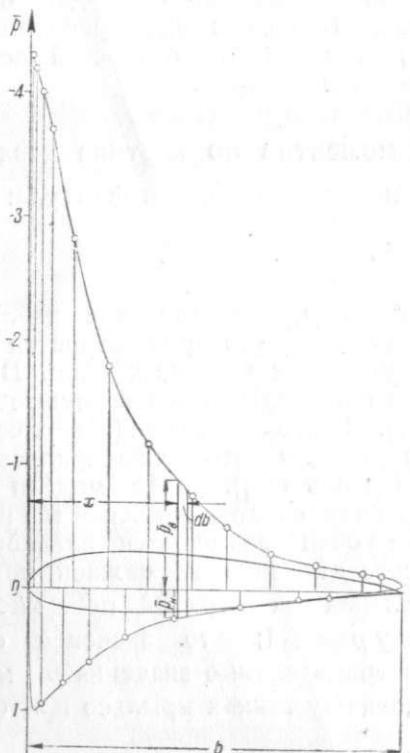
Если вычерчиваются суммарные диаграммы распределения нагрузки в заданном сечении модели по хорде, то по оси ординат откладываются



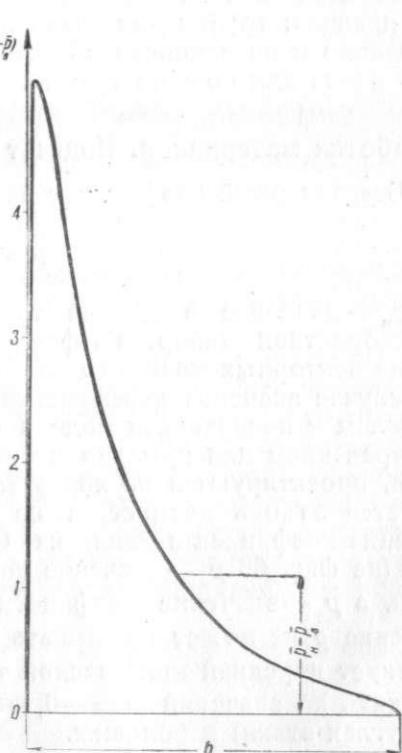
Фиг. 67.

значения ( $\bar{p}_n - \bar{p}_b$ ) (фиг. 69). Нормальная нагрузка на единицу размаха крыла (оперения) пропорциональна площади диаграммы, приведенной на фиг. 68 или 69. Действительно, элементарная сила, действующая по нормали к поверхности на элемент крыла, по размаху равный единице и шириной  $ds$  (фиг. 70) выражается формулой:

$$dF = \bar{p}q \cdot 1 \cdot ds.$$



Фиг. 68.



Фиг. 69.

Проекция этой силы на нормаль к хорде равна:

$$dn = \bar{p}q \cdot 1 \cdot \cos \varphi \cdot ds.$$

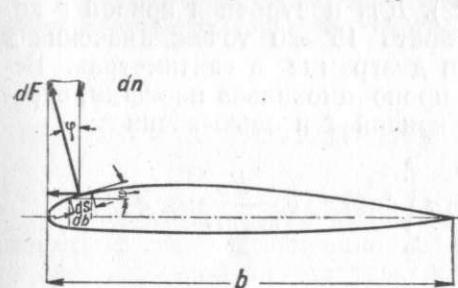
Нагрузка  $n$  на единицу размаха крыла выражается интегралом:

$$n = \int \bar{p}q \cdot 1 \cdot \cos \varphi \cdot ds,$$

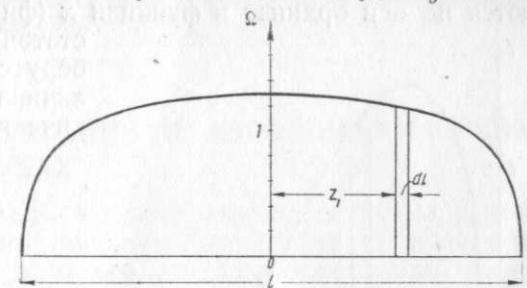
причем интеграл берется как по верхнему, так и по нижнему контуру профиля. Так как  $\cos \varphi \cdot ds = db$  (фиг. 70),

$$n = q \int \bar{p} \cdot db = q \frac{F_p}{m_p m_b} = q\Omega,$$

где  $F_p$  — площадь диаграммы, ограниченной кривой  $\bar{p}$  (фиг. 68) в  $cm^2$ ,  $m_p$  — число сантиметров на диаграмме, соответствующих единице  $\bar{p}$ , а  $m_b$  — число



Фиг. 70.



Фиг. 71.

сантиметров на диаграмме, соответствующих одному метру хорды в натуре. Коэффициент  $c_{y_1}$  нормальной силы в данном сечении крыла определяется по формуле:

$$c_{y_1} = \frac{n}{q \cdot 1 \cdot b} = \frac{\Omega}{b}.$$

Величина циркуляции в данном сечении крыла, считая, что  $c_{y_1} \approx c_y$ , определяется по формуле:

$$\Gamma = c_{y_1} b V = \Omega V.$$

Подсчитав величину  $\Gamma$  для ряда сечений крыла, в которых измерялись давления, можно построить кривую распределения циркуляции по размаху крыла.

Проекция на нормаль равнодействующей аэродинамических сил (за вычетом сил трения), действующих на все крыло, равна:

$$Y_1 = \int_{-\frac{l}{2}}^{+\frac{l}{2}} n \cdot dl = q \int_{-\frac{l}{2}}^{+\frac{l}{2}} \Omega \cdot dl = q \frac{F_\Omega}{m_\Omega m_l},$$

где  $F_\Omega$  — площадь в  $cm^2$ , ограниченная кривой  $\Omega$  (кривой циркуляции) и осью абсцисс (фиг. 71),  $m_\Omega$  — число сантиметров на диаграмме, соответствующих единице  $\Omega$ , а  $m_l$  — число сантиметров, соответствующих одному метру размаха крыла. Коэффициент нормальной силы, действующей на все крыло, определяется по формуле:

$$c_{y_1} = \frac{Y_1}{qS},$$

где  $S$  — площадь крыла.

Коэффициент  $c_d$  центра давления (без учета тангенциальных сил и сил трения) в различных сечениях крыла определяется по формуле:

$$c_d = \frac{M}{nb \cdot 1},$$

где  $M$  — момент сил  $n$  относительно передней точки хорды в этих сечениях. Момент  $M$  подсчитывается по формуле:

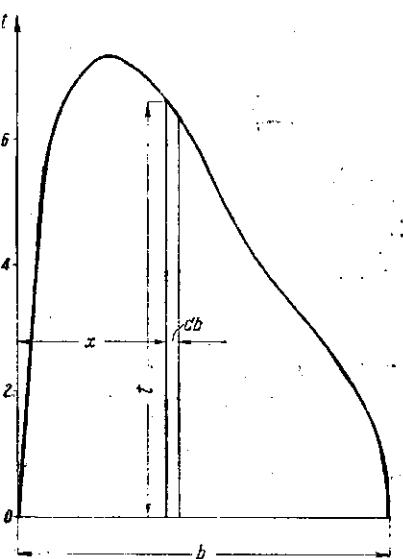
$$M = \int_0^b (\bar{p}_u - \bar{p}_v) q \cdot 1 \cdot db \cdot x,$$

где  $x$  — абсциссы элементарных сил  $(\bar{p}_u - \bar{p}_v) q \cdot 1 \cdot db$ , действующих нормально к хорде в данном сечении крыла.

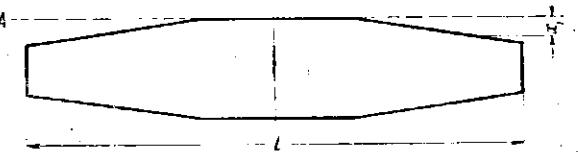
Для определения этого интеграла значения  $(\bar{p}_u - \bar{p}_v) x = t$  откладывают по оси ординат в функции  $x$  (фиг. 72). Для построения кривой  $t$  достаточно брать 15—20 точек; значения  $x$  берутся по диаграмме в сантиметрах. Величина  $M$  пропорциональна площади, ограниченной кривой  $t$  и осью абсцисс:

$$M = q \int_0^t t \cdot db = q \frac{F_x}{m_x m_b} = q \cdot \Omega_x,$$

где  $F_x$  — упомянутая площадь в  $\text{см}^2$ ,  $m_b$  — число сантиметров на диаграмме, соответствующих одному метру хорды,  $m_x = m_x \cdot m_b$ .



Фиг. 72.



Фиг. 73.

$x (m_x = m_b)$ , а  $m_x$  — число сантиметров на диаграмме, соответствующих единице  $t$ . Окончательно:

$$c_d = \frac{M}{nb \cdot 1} = \frac{\Omega_x}{b\Omega}.$$

Моменты силы  $Y_1$  относительно оси  $AA$ , проходящей через переднюю точку центроплана (фиг. 73) определяются по формуле:

$$M_A = \int_{-\frac{l}{2}}^{\frac{l}{2}} (c_d b + x_1) n \cdot dl = q \int_{-\frac{l}{2}}^{\frac{l}{2}} (c_d b + x_1) \Omega \cdot dl.$$

Расстояние точки приложения силы  $Y_1$  от оси  $AA$  равно частному от деления момента  $M_A$  на силу  $Y_1$ .

Момент относительно оси  $Oy_1$  аэродинамических сил, действующих на полукрыло, определяется по формуле:

$$M_{y_1} = \int_0^{\frac{l}{2}} nz_1 \cdot dl = q \int_0^{\frac{l}{2}} \Omega z_1 \cdot dl.$$

Оба последние интеграла, как и предыдущие, берутся графически, причем в первом случае предварительно следует построить кривую  $(c_d b + x_1) \Omega$ , а во втором случае — кривую  $\Omega z_1$ .

Для подсчета распределения тангенциальных сил (без учета сил трения) исходные диаграммы распределения давления строятся следующим образом: точки, в которых измерялись давления проектируются на нормаль к хорде модели (на ось  $Oy_1$ ). Нормаль принимается за ось абсцисс, а по оси ординат откладываются в масштабе коэффициенты давления. Опытные точки соединяются плавной линией. Площадь, ограниченная полученной кривой, будет пропорциональна тангенциальной нагрузке на единицу размаха крыла. Подсчет результирующей тангенциальных сил и моментов проводится по приведенному выше методу.

#### БИБЛИОГРАФИЯ

- Юрев Б. Н. Определение аэродинамических сил и моментов по картине распределения давлений по телу. — М., изд. ВВ. РККА, 1933.

#### ПОПРАВКИ К РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ

В результаты, полученные из опыта в аэродинамических трубах путем непосредственных измерений, помимо поправок, зависящих от приборов и измерительной аппаратуры, необходимо вводить также поправки, зависящие от самой трубы.

##### Поправка на косизну потока

Поточные оси координат  $Ox_0z_0$  стремятся привести к совпадению с осями трубы (земными  $Ox_0y_0z_0$ ), по которым устанавливаются аэродинамические весы. Однако, добиться строгого совпадения этих осей весьма трудно и практически одна система всегда бывает повернута относительно другой на некоторые малые углы. Угол между осями  $Oy_0$  и  $Oy$  называется вертикальным углом косизны  $\Delta x_z$  и угол между осями  $Oz_0$  и  $Oz$  — горизонтальным углом косизны  $\Delta z$ .

Поправка на косизну потока заключается в переходе от системы  $Ox_0y_0z_0$ , в которой производится измерение сил, моментов и углов, к системе поточных осей. Практически важным является случай симметричной обдувки, когда  $\beta = 0$  и изменяется только угол  $\alpha$ . В этом случае влияние горизонтальной косизны столь мало, что им можно пренебречь и формулы перехода имеют вид:

$$\begin{aligned} c_x &= c_{x_0} - c_{y_0} \Delta x_z, \\ c_y &= c_{y_0}, \\ \alpha &= x_z = x_{z_0} - \Delta x_z. \end{aligned}$$

Угол  $\Delta x_z$  определяется методом прямых и обратных продувок, т. е. путем испытания модели в нормальном и перевернутом положениях и находится по формуле:

$$\Delta x_z = \frac{1}{2} (\arctg \mu_{np} - \arctg \mu_{obr})$$

или, при наличии поляр, по формуле:

$$\Delta x_z = \frac{c_{x np} - c_{x obr}}{2c_y},$$

как среднее арифметическое из 4—5 значений, соответствующих различным значениям  $c_y$ . Последняя формула обычно дает лучшие результаты.

### Поправка на влияние границ потока

Конечные размеры воздушной струи в аэродинамической трубе обуславливают искажение потока за крылом или каким-либо испытуемым телом по сравнению с условиями неограниченного потока.

Поправки на влияние трубы определяются теоретическим путем из условий, которым должен удовлетворять поток на границах. Условия эти следующие: в закрытой трубе нормальная к стенкам слагающая скорость  $V_n = 0$ ; в открытой трубе на границах воздушной струи должно сохраняться постоянное давление  $p = \text{const}$ .

Опираясь на вихревую теорию крыла, граничные условия можно выразить путем введения ряда изображений модели в области, внешней по отношению к трубе. Индуцированная вихревыми системами этих изображений скорость будет выражать влияние трубы на модель. Подсчитанные по этой теории поправки проверены и подтверждены опытом. Поправка на влияние границ потока вводится по формулам:

$$c_x = c_{x\text{оп}} + \Delta c_{xi},$$

$$\Delta c_{xi} = \vartheta \frac{S}{F} c_y^2,$$

$$\alpha = \alpha_{\text{оп}} + \Delta \alpha_i,$$

$$\Delta \alpha_i = \vartheta \frac{S}{F} c_y 57,3;$$

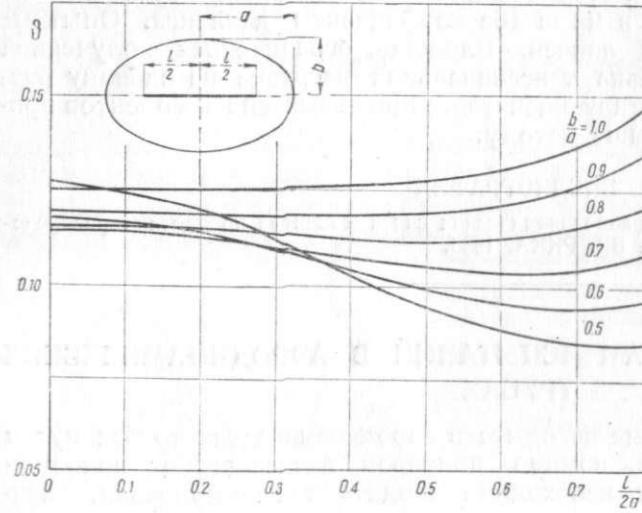
где индекс (оп) относится к опыту, индекс (и) характеризует индукцию трубы,  $F$  — площадь поперечного сечения трубы,  $\vartheta$  — безразмерный коэффициент, зависящий от за-

кона распределения подъемной силы по размаху крыла, от отношения размеров модели и потока, а также от формы последнего.

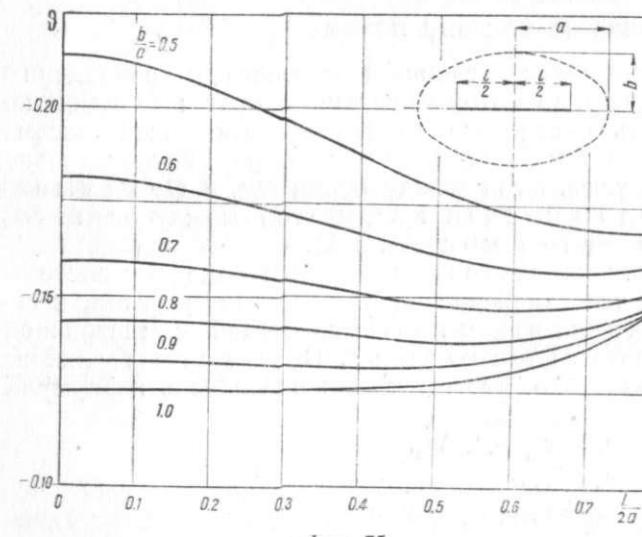
Закрытая труба дает улучшенные аэродинамические характеристики модели, открытая — ухудшенные и, в соответствии с этим,  $\Delta \alpha_i$ ,  $\Delta c_{xi}$  и поправочный коэффициент  $\vartheta$  имеют положительные значения для трубы с закрытой и отрицательные — для трубы с открытой рабочей частью.

### Эллиптическая труба

На фиг. 74 и 75 даны поправочные коэффициенты для эллиптических закрытых и открытых труб. Приведенные в графиках значения  $\vartheta$  являются приближенными, так как они вычислены в предположении равномерного рас-



Фиг. 74.

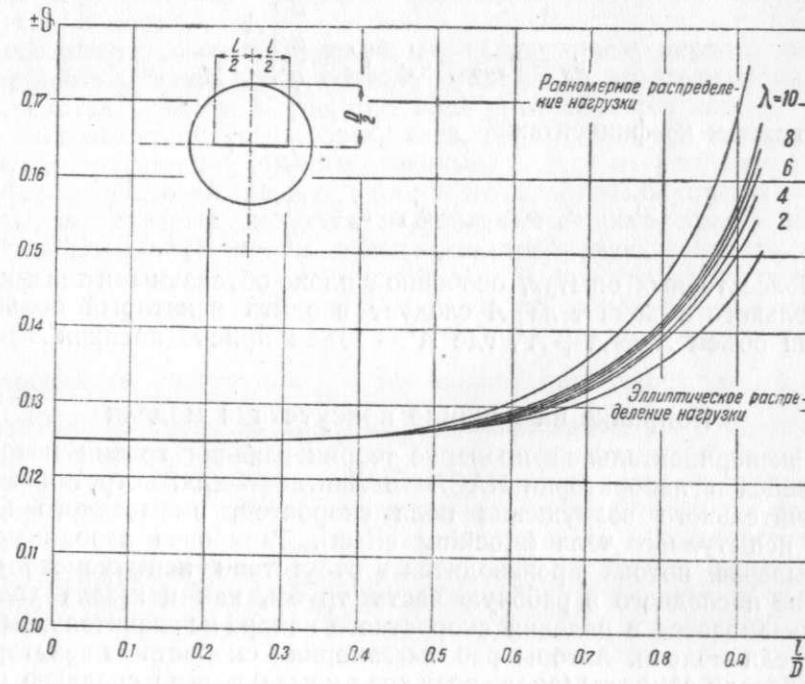


Фиг. 75.

пределения подъемной силы по размаху крыла без учета влияния изменения хорды крыла. Поправочные формулы с такими значениями  $\vartheta$  применимы к опытам с крыльями, размах  $l$  которых доходит до 0,75 ширины потока.

### Круглая труба

Для круглой трубы (открытой и закрытой) значения  $\vartheta$  подсчитаны в предположении как равномерного, так и эллиптического распределения подъемной силы и, кроме того, определены значения  $\vartheta$  для прямоугольного крыла при различных  $\lambda = \frac{l}{b}$  с учетом характера распределения подъемной силы по его размаху (фиг. 76). Влияние хорды крыла здесь также не учтено.



Фиг. 76.

С учетом влияния хорды поправки на индукцию круглой трубы имеют вид:

$$\Delta c_{xi} = \vartheta \frac{S}{F} c_y^2,$$

$$\Delta \alpha_i = (\vartheta + \vartheta_1) \frac{S}{F} c_y 57,3.$$

$$\vartheta_1 = 0,062 \frac{l}{D} \quad \text{для закрытой трубы диаметра } D,$$

$$\vartheta_1 = -0,050 \frac{l}{D} \quad \text{для открытой трубы диаметра } D.$$

### Поправка на градиент статического давления

Вследствие нарастания толщины пограничного слоя на границах воздушной струи живое сечение трубы по направлению движения потока непрерывно уменьшается; поэтому при условии малых потерь суммарного напора, скорость центральной струи медленно возрастает, а статическое

давление медленно падает вдоль оси трубы. При таком падении статического давления тело, помещенное в трубу, испытывает дополнительное сопротивление, пропорциональное объему тела  $A$  и градиенту статического давления  $\frac{dp}{dx}$ . Поправка на перепад давления особенно важна для тел большого объема, т. е. для моделей дирижаблей, фюзеляжей, лыж и т. д. Величина градиента статического давления  $\frac{dp}{dx}$  находится опытным путем.

Обычно падение давления линейно зависит от расстояния, т. е.:  $\frac{dp}{dx} = \text{const.}$

Поправка на дополнительное лобовое сопротивление  $c'_x$  вводится по формуле:

$$c_x = c_{\text{оп}} - c'_x, \quad c'_x = \frac{\frac{dp}{dx} A}{qS}$$

или в объемных коэффициентах:

$$c_u = c_{\text{оп}} - c'_u, \quad c'_u = \frac{\frac{dp}{dx} A^{\frac{1}{3}}}{q}$$

При более точных опытах, особенно с плохо обтекаемыми телами, вместо действительного объема тела  $A$  следует вводить некоторый больший эффективный объем  $A' = A + A''$ , где  $A''$  — объем присоединенной массы воздуха.

#### Поправка на влияние присутствия модели

При экспериментальной проверке теории влияния границ потока, проходившейся в лаборатории NACA в Ланглей-Филд, встретились с явлением значительного возмущения поля скоростей, вызываемого наличием в потоке испытуемого тела (blocking effect). Тарировка аэродинамических труб и выверка потока производится в отсутствии испытуемого объекта. Помещение последнего в рабочую часть трубы, как показала упомянутая работа, оказывается в падении скоростного напора на значительном расстоянии впереди модели. Авторы работы замерили скорость на некотором расстоянии впереди самолета (около трех хорд крыла) и, взяв среднюю скорость по размаху крыла, ввели поправку в результаты эксперимента, наименован ее поправкой  $q$ . Таким путем было получено хорошее совпадение опытов в самолетной трубе с летными данными. Истинная природа поправки  $q$  пока неясна, но, вероятно, ее придется вводить при опытах в трубах с малотурбулентным потоком с моделями, площадь которых составляет значительную часть площади сечения трубы.

#### Библиография

1. Юрев Б. Н. Экспериментальная аэrodинамика\*, ч. 1. — М. ОНТИ, 1936.
2. Sanuki M. and Tani J. The Wall interference of a wind tunnel of elliptic gross section. — Proc. of Phys. Math. Soc. of Japan\* 1932, v. XIV, N. 10, p. 592—603.
3. Glauert H. Wind tunnel interference on wings, bodies and airscrews. — ARC\* R. L M. 1933, N. 1566.
4. Rosenhead L. The aerofoil in a wind tunnel of elliptic section. — Proc. of Roy. Soc.\* 1933, v. CXL, N. A. 842, p. 579—604.
5. Theodorsen Th. and Silverstein A. Experimental verification of the theory of wind-tunnel boundary interference. — NACA Rep. 1934, N 478.
6. Tani J. and Taima M. Two notes on the boundary influence of wind tunnels of circular gross section. — Aerop. research Inst. Tokio 1935, v. X, N 3, p. 47—73 (Rep. N 121).
7. Белостоцкий В. В. Индукция трубы Т-5 ЦАГИ\*. — Труды ЦАГИ 1935, № 226.
8. Glauert H. The effect of the static pressure gradient on the drag of a body tested in a wind tunnel\*. — ARC\* R. L M. 1928, N. 1158.
9. Федяевский К. К. Влияние градиента статического давления на лобовое сопротивление. — Труды ЦАГИ 1930, № 53.

#### ТРЕБОВАНИЯ К МОДЕЛЯМ

Материал, из которого изготавливаются модели, предназначенные для аэродинамических исследований, должен удовлетворять следующим требованиям:

- 1) достаточная механическая прочность;
- 2) малый вес;
- 3) постоянство формы, т. е. минимальные деформации с течением времени при изменении температуры и влажности;
- 4) легкость обработки;
- 5) возможность тщательной отделки;
- 6) возможность крепления к модели державок и прочих деталей посредством шурупов или болтов с надежным повторным ввинчиванием в одно и то же место.

Большинству этих требований, за исключением первого и третьего, отвечает дерево. Чаще всего поэтому модели изготавливаются из дерева в виде переклеек, причем в качестве клея употребляется казеин. Из пород дерева употребляются ясень, орех, клен, береза, красное и черное дерево. Модели изготавливаются схематизированные, т. е. с отсутствием мелких деталей (фары, ленты-расчалки, цилиндры мотора, детали управления и т. д.). Шаблоны, по которым делается модель, необходимо делать из металла (сталь, дюралюминий), чтобы обеспечить требуемую точность изготовления модели. У моделей с размахом 1,0—1,5 м приняты следующие допуски в размерах: по размаху крыла 0,5—1,0 мм, по хорде 0,2—0,3 мм, в ординатах профиля 0,1—0,3 мм, причем профиль нужно выдерживать точнее около носика на расстоянии  $\frac{1}{3} b$  по верхней поверхности и  $\frac{1}{4} b$  по нижней поверхности профиля. В углах установки крыла по отношению к фюзеляжу, в установке стабилизатора, рулей и пр. органов управления допуск составляет  $0^{\circ}10'$ — $0^{\circ}15'$ . При указанных размерах моделей органы управления достаточно малы, так что приведенные цифры являются требованием жестким, но оно необходимо, так как погрешность в углах установки стабилизатора, рулей и т. д. сильно сказывается на данных опыта.

Отдельные части модели перед сборкой ее полируются и все места, поврежденные при сборке, тщательно заделываются шпаклевкой или мастикой и также полируются. В целях удобства препарировки и возможности воспроизвести эксперимент модели, кроме того, должны удовлетворять следующим дополнительным требованиям:

- 1) для разметки модели и установки ее на приборы в нулевое положение необходимо прилагать металлический шаблон профиля крыла в центральной его части;
- 2) на левом крыле должно быть указано место установки шаблона, отмеченное карандашом перед полировкой;
- 3) на модели должны быть нанесены следующие линии: след плоскости хорд по всей передней и задней кромке крыла, ось мотора или строительная горизонталь, след плоскости симметрии на фюзеляже, переходные линии на крыле (от центроплана к консолям и т. п.) и оси вращения на рулях и элеронах;
- 4) для испытаний модели на продольную устойчивость стабилизатор должен иметь приспособление для плавного изменения углов в нужном диапазоне, путем вращения установочного винта; это приспособление не должно иметь люфтов;
- 5) органы управления (рули, элероны и пр.) с максимальной толщиной профиля до 10 мм должны изготавливаться из металла; при толщине профиля свыше 10 мм их можно делать деревянными;
- 6) крепить органы управления желательно на двух шарнирах, причем шарниры должны иметь минимальное трение, но без люфтов;

7) если модель по программе опытов предполагается испытывать в разобранном виде (изолированное крыло, модель без оперения без шасси, и т. д.), то соответствующие крепления должны быть легко разбираемы.

Макеты самолета или его деталей в целях уменьшения веса делаются по типу авиационных конструкций. Крылья, например, изготавливаются с лонжеронами и нервюрами и обшиваются обычно фанерой, покрытой сверху краской, дающей гладкую поверхность. Схематизация макета значительно меньшая, чем модели, так как макеты делаются для исследования вопросов, где большую роль играют геометрические размеры. Общий рецепт для выбора рациональной степени схематизации модели и макета дать трудно и поэтому в частных случаях рекомендуется обращаться в аэродинамическую лабораторию и руководствоваться ее указаниями.

## ТРУБЫ ПЕРЕМЕННОЙ ПЛОТНОСТИ И ТРУБЫ БОЛЬШИХ СКОРОСТЕЙ

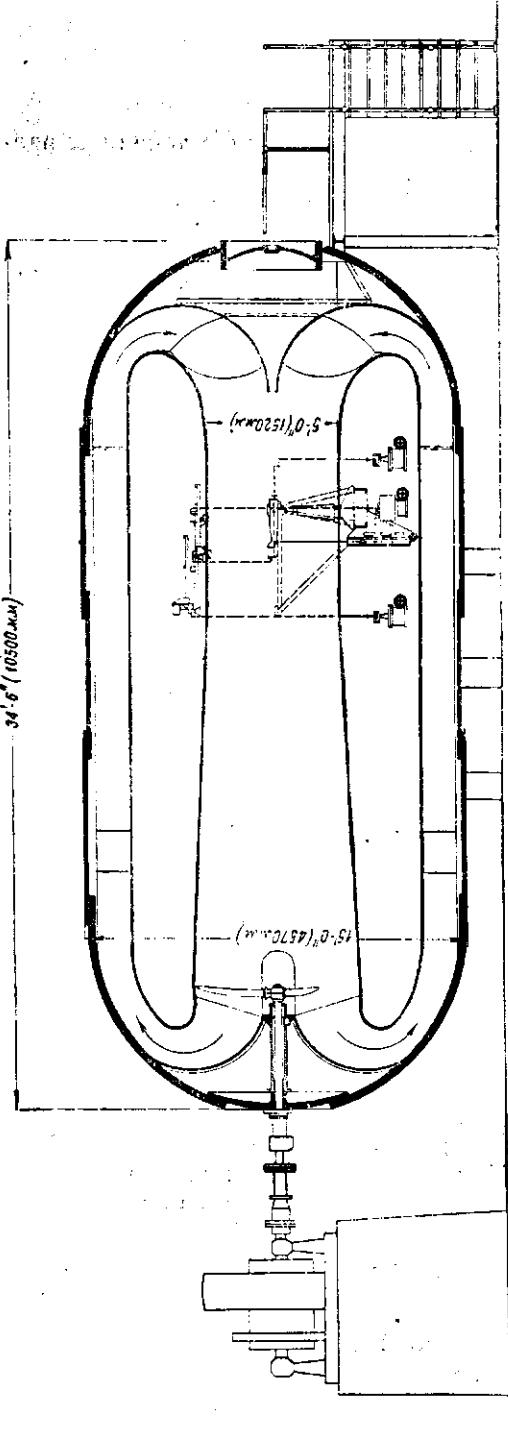
### Описание труб переменной плотности

Первая труба переменной плотности была построена в Ланглей-Филд (в Америке), в 1924 г. по проекту М. Мунка. Схема ее приведена на фиг. 77. Труба сделана целиком из металла. Циркуляция воздуха создается вентилятором от электромотора 425 л. с. Обратным каналом для воздуха служит кольцеобразное пространство между стенками трубы. Диаметр рабочей части 5 фут ( $\sim 1,52$  м). Рабочая часть закрыта.

Большая часть опытов проводится при следующих условиях: давление — 20 ат; скорость потока — 23 м/с; температура — от 30 до 65° С; число Гейнольдса — 3 300 000 [для крылового профиля с хордой 5" ( $\sim 127$  мм)].

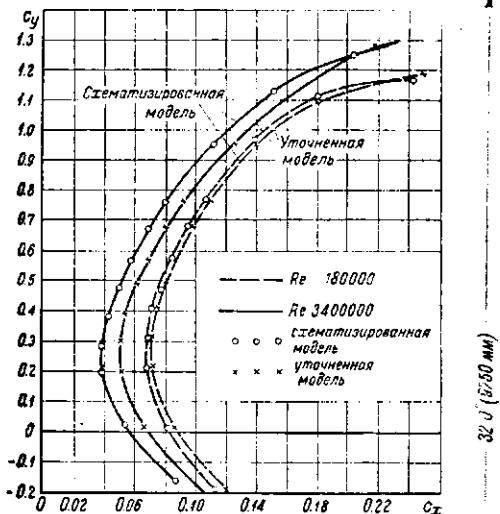
Управление весами (для измерения  $c_x$ ,  $c_y$  и  $c_m$ ) и перестановка модели производится с помощью электромоторчиков, управляемых снаружи трубы.

78

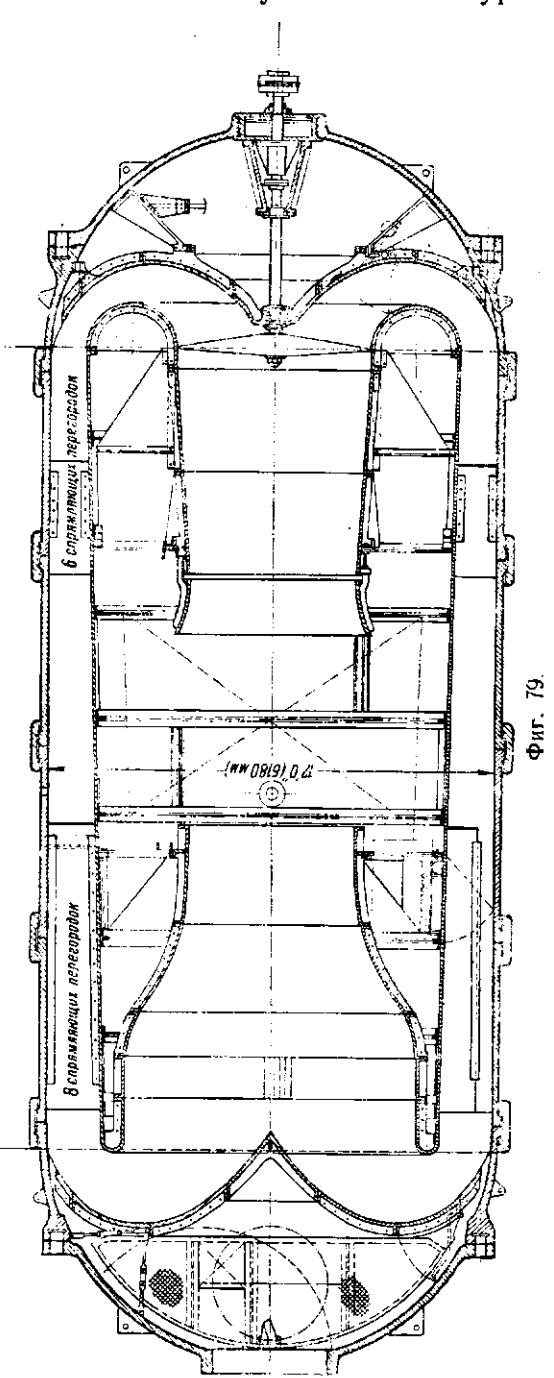


Фиг. 77.

Трудности при работе на трубе переменной плотности связаны с недоступностью рабочей части и необходимостью автоматизации измерительных процессов; кроме того, необходимо тщательно изготавливать модели с соблюдением точного геометрического подобия между моделью и натурой. В обычных (атмосферных) трубах испытываются модели схематизированные, у которых часть деталей вовсе опускается, для трубы же переменной плотности все детали натуры должны быть сохранены на модели. Обстоятельство это подтверждается кривыми на фиг. 78. Схематизированная и точная модель были испытаны при  $Re = 180000$  и  $Re = 340000$ . В первом случае разница между



Фиг. 78.



Фиг. 79.

полярами очень мала, а во втором — весьма значительна; использование результатов испытаний схематизированной модели на больших  $Re$  привело бы к значительной переоценке свойств самолета.

Большим недостатком американской трубы переменной плотности является большая турбулентность потока, как следствие весьма малого поджатия потока:  $R_c = 150000$ .

В 1930 г. в Англии при Национальной физической лаборатории (NPL) была построена труба переменной плотности (фиг. 79). Никаких принципиальных отличий от американской трубы нет. Диаметр рабочей части 6 фут ( $1,83$  м), скорость потока до 27 м/с, давление — до 25 ат, мощность мотора для вращения вентилятора 400—500 л. с. Число Рейнольдса при испытании нормальных

79

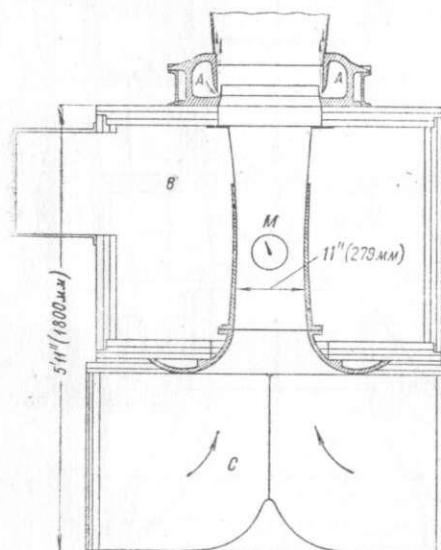
моделей крыльев  $5 \times 10^6 - 6 \times 10^6$ . Турбулентность в английской трубе меньше, чем в американской ( $R_c$  для шара = 190 000).

Трубы переменной плотности дают возможность хорошо изучать влияние  $Re$  на различные аэродинамические характеристики. Их преимущества сводятся к тому, что при увеличении числа  $Re$ , например, в 20 раз действующие на модель аэродинамические силы возрастут тоже в 20 раз если бы такое же увеличение  $Re$  достигалось за счет  $V$  или  $L$ , то величина аэродинамических нагрузок изменилась бы в 400 раз.

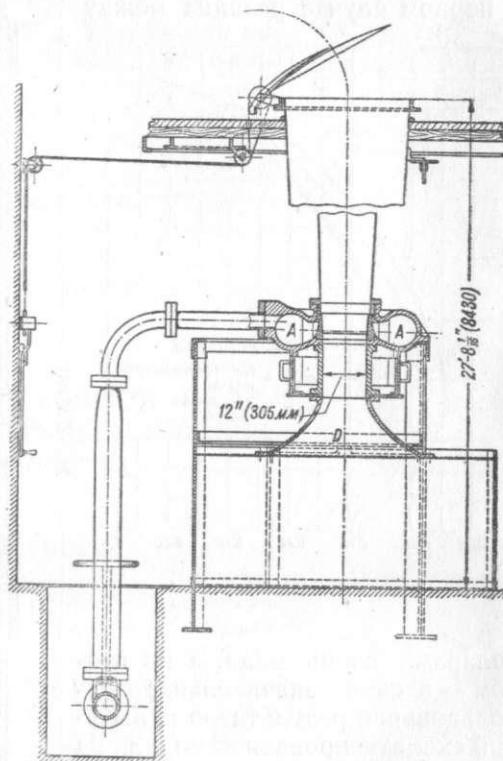
### Описание труб больших скоростей

При скоростях выше 100—150 м/с (360—540 км/ч) свойства сжимаемости воздуха начинают влиять на аэродинамические характеристики. Таким образом, не говоря уже о баллистике, и с авиационной точки зрения знание аэродинамических характеристик при больших скоростях потока представляет самый существенный интерес.

Первая труба больших скоростей была построена в Америке в 1920 г. При диаметре рабочего сечения 14" (~ 356 мм) и моторе в 200 л. с. была до-



Фиг. 80.



Фиг. 81.

стигнута скорость потока около 200 м/с. В ней были испытаны (только на  $c_y$ ) крыловые и винтовые профили.

В 1927 г. Драйден исследовал распределение давления на профил в свободной струе диаметром 2" (~ 51 мм) при хорде модели 1" (~ 25 мм). Была достигнута скорость несколько выше звуковой.

В Англии в 1928 г. Стэнтоном испытывались профили в закрытой трубе  $d = 3"$  (~ 76 мм): достигнуто было значение  $Ba = 1,7$ . Для трубы был применен компрессор в 530 л. с. В этих опытах размеры модели были слишком велики по отношению к сечению струи.

В 1928 г. в Ланглей-Филд была построена труба инжекторного типа, использующая сжатый воздух для перемещения воздуха в трубе. Схема ее приведена на фиг. 80. Воздух из трубы переменной плотности попадает в камеру давления  $A$ , откуда, через кольцевое сопло, в диффузор. Инжектор

## ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ХАРАКТЕРИСТИКАХ АВИАЦИОННЫХ МОТОРОВ

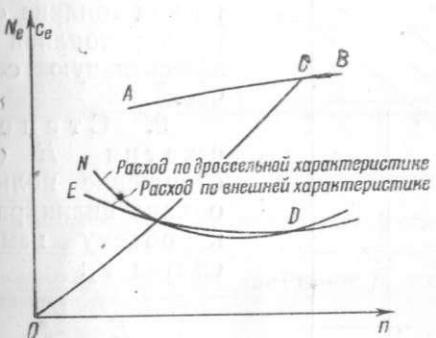
## ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Основными характеристиками современного авиационного мотора являются:

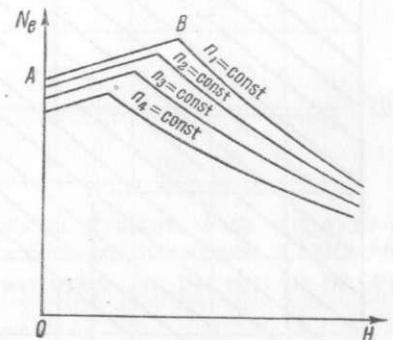
- внешняя характеристика на земле и высоте;
- дроссельная характеристика на земле и высоте;
- высотная характеристика.

1. Внешняя характеристика есть кривая ( $AB$ , фиг. 176) изменения мощности с числом оборотов при полном открытии дросселя.

2. Дроссельная характеристика есть кривая ( $OC$ , фиг. 176) изменения эффективной мощности  $N_e$  с числом оборотов при одном и том же винте при определенном открытии дросселя карбюратора (дроселирование мотора).



Фиг. 176.



Фиг. 177.

3. Высотная характеристика [есть диаграмма, дающая изменение эффективной мощности  $N_{eH}$  с изменением высоты  $H$  и числа оборотов  $n$  (фиг. 177) при полном открытии дросселя].

4. Номинальной мощностью называется мощность (*л. с.*), развиваемая мотором при нормальном числе оборотов, при которой поставщик гарантирует непрерывную работу мотора на земле не менее одного часа.

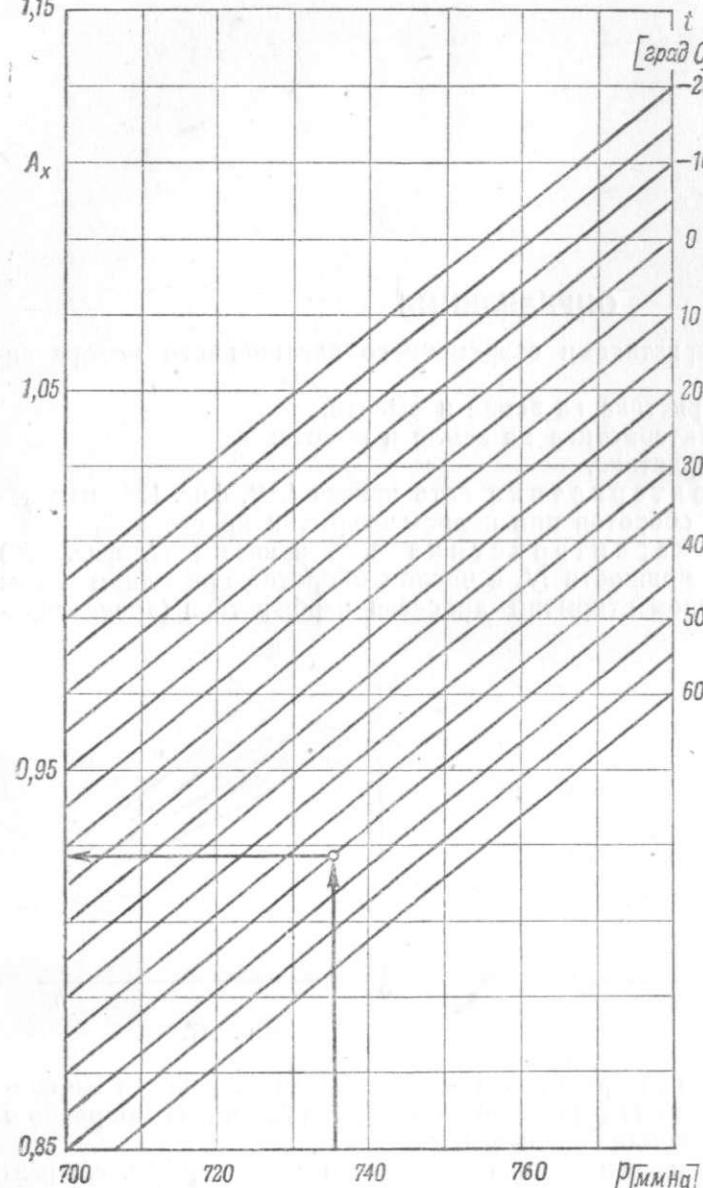
В некоторых случаях номинальная мощность совпадает с максимальной мощностью, но нормально она лежит ниже максимальной на дроссельной характеристике.

5. Максимальной называется мощность, развиваемая мотором при полностью открытых дроссельных заслонках; при условии приведения к нормальным атмосферным условиям, работа на максимальной мощности должна допускаться не менее 5 мин.

Максимальной мощностью моторов с нагнетателем называется мощность, при которой поставщик гарантирует работу мотора не менее 5 мин.

Максимальные мощности соответствуют давлению максимального наддува и максимальным оборотам.

6. Эксплоатационная мощность есть мощность, на которой мотор может работать на земле продолжительное время. Величина эксплоатационной мощности должна быть не ниже 0,9 от номинальной мощности.



Фиг. 178.

### ПРИВЕДЕНИЕ МОЩНОСТИ МОТОРА К НОРМАЛЬНЫМ АТМОСФЕРНЫМ УСЛОВИЯМ

Нормальные атмосферные условия характеризуются давлением  $p_0 = 760 \text{ мм Hg} = 1,033 \text{ кг/см}^2$  и температурой  $t_0 = 15^\circ\text{C}$  или  $T_0 = 288^\circ$ . Если  $N_{ex}$  мощность мотора, замеренная в условиях  $p_v$  и  $T_x$ , то мощность этого же мотора при нормальных атмосферных условиях определяется по формуле:

$$N_{eo} = \frac{N_{ex}}{1,11 \frac{p_x}{760} \sqrt{\frac{288}{T_x}} - 0,11}$$

Число оборотов, положение дросселя и состав смеси при этом предполагаются постоянными.

7. Эквивалентная мощность. Под эквивалентной мощностью высотных моторов понимается такая идеальная мощность, которая могла бы быть развита мотором на земле на недетонирующем топливе при полностью открытых дроссельных заслонках и при таком составе рабочей смеси, на которой мотор, работая на расчетной высоте, сохраняет свою номинальную мощность.

8. Удельный расход топлива  $c_e$  или эффективный расход топлива есть расход топлива на эффективную силу час.

9. Степень сжатия  $E$  есть отношение полного объема цилиндра  $V_a$  к объему камеры сжатия  $V_c$ :

$$E = \frac{V_a}{V_c}$$

10.  $p_k$  есть давление воздуха во всасывающих патрубках на всасывании мотора. Измеряется  $p_k$  в  $\text{мм Hg}$ .

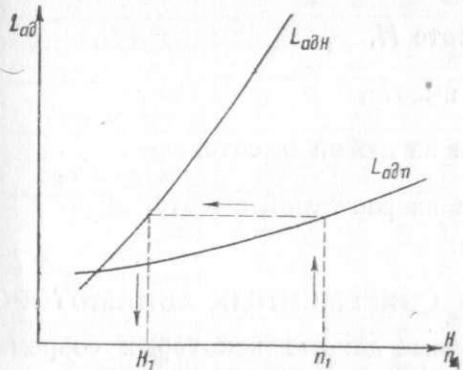
Для упрощения знаменатель уравнения обозначают через  $A_x$ ; тогда:

$$N_{eo} = \frac{N_{ex}}{A_x}$$

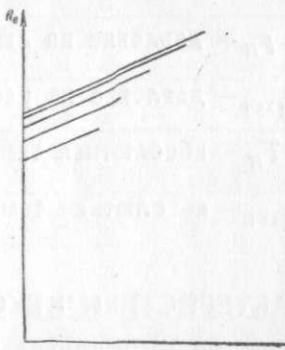
Величина  $A_x$  может быть определена из приведенной номограммы (фиг. 178).

### ПОСТРОЕНИЕ ВЫСОТНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ МОТОРА С ПРИВОДНЫМ ЦЕНТРОБЕЖНЫМ НАГНЕТАТЕЛЕМ ПРИ НАЛИЧИИ ВНЕШНЕЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ У ЗЕМЛИ, $p_k$ И РАСЧЕТНОЙ ВЫСОТЫ МОТОРА

Для определения предела высотности мотора по оборотам производится следующее:



Фиг. 179.



Фиг. 180.

определяется полная адиабатическая работа сжатия 1 кг воздуха от давления  $p_H$  (в случае если приводной центробежный нагнетатель включен до карбюратора) до давления  $p_k$  на разных высотах до расчетной высоты по формуле:

$$L_{adH} = 102,5 T_H \left[ \left( \frac{p_k}{p_H} \right)^{0,286} - 1 \right]$$

где  $T_H$  — абсолютная температура воздуха на высоте  $H$ ,  
 $p_k$  — давление во всасывающих патрубках на всасывании мотора,  
 $p_H$  — давление воздуха на высоте.

Так как адиабатическая работа сжатия 1 кг воздуха пропорциональна квадрату чисел оборотов, т. е.  $L_{ad} = kn^2$ , то, зная на расчетной высоте адиабатическую работу и число оборотов мотора, можно определить величину коэффициента  $k$ .

Имея коэффициент  $k$ , можно определить адиабатическую работу сжатия 1 кг воздуха по оборотам.

По полученным расчетным данным адиабатической работы сжатия 1 кг воздуха по высотам и оборотам строят график, по которому и определяют пределы высотности мотора по оборотам (фиг. 179).

Таким образом, получив из графика высотность мотора по оборотам, отмечают эти точки на высотной характеристике и к ним проводят параллельные линии из точек земных мощностей по оборотам. Мощности у земли при различных числах оборотов наносятся на высотную характеристику мотора с внешней характеристикой его. Получают характеристики, вид которых показан на фиг. 180. В действительности начальные участки характеристик до предела высотности образуют пучок прямых; замена этих расходящихся прямых параллельными начальным участку вы-

сотной характеристики при максимальном числе оборотов, вносит погрешность, не имеющую практического значения при аэродинамическом расчете.

Расчет мощности мотора по оборотам за пределами высотности производится по формуле Дмитриевского:

$$N_{eH} = (N_{eH\text{расч}} + N_r) \frac{p_H}{p_{H\text{расч}}} \sqrt{\frac{T_{H\text{расч}}}{T_H} - N_r},$$

где  $N_{eH}$  — мощность на любой высоте  $H$ ,

$N_{eH\text{расч}}$  — мощность на расчетной высоте,

$N_r$  — мощность, идущая на трение, принимаемая равной 10% от эффективной мощности,

$p_H$  — давление на любой высоте  $H$ ,

$p_{H\text{расч}}$  — давление на расчетной высоте,

$T_H$  — абсолютная температура на любой высоте,

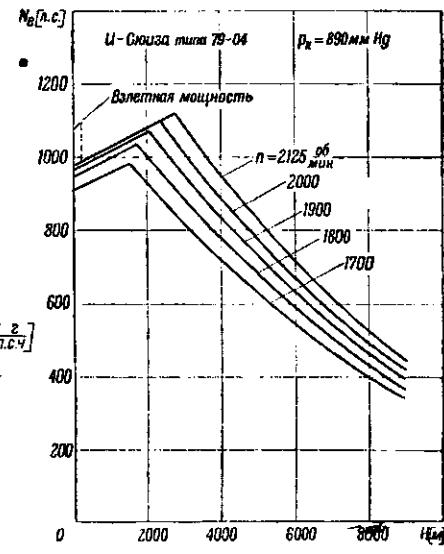
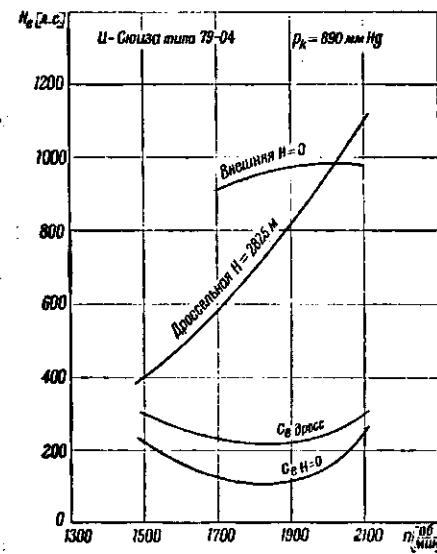
$T_{H\text{расч}}$  — абсолютная температура на расчетной высоте.

### ХАРАКТЕРИСТИКИ НЕКОТОРЫХ СОВРЕМЕННЫХ АВИАМОТОРОВ

В таблице XVIII приведены основные данные некоторых современных авиационных моторов, а на фиг. 181—193 — их характеристики.

Примечания: 1. Незначительное изменение мощности до предела высотности в моторе Райт-Циклон типа G<sub>2</sub> (фиг. 188) объясняется повышенным  $p_{k_2}$ , начиная от земли.

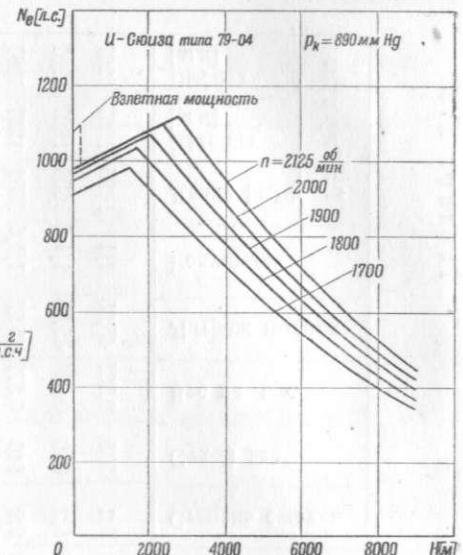
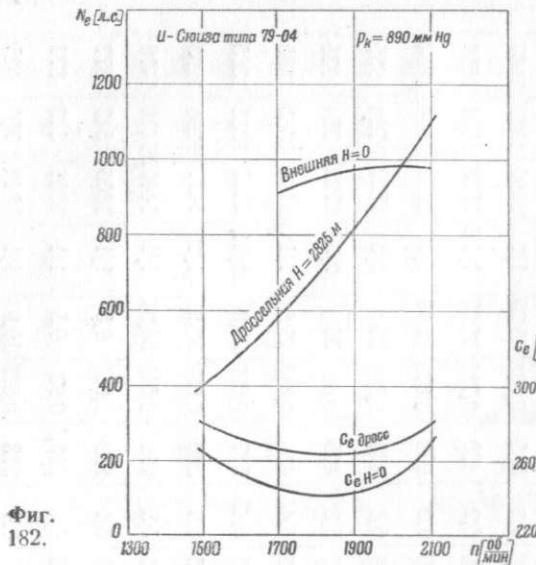
2. Увеличение высотности мотора за счет скоростного наддува в полете самолета на скоростях около 400 км/ч получается порядка 600 м, при этом мощность мотора на пределе высотности сохраняет, примерно, постоянную величину.



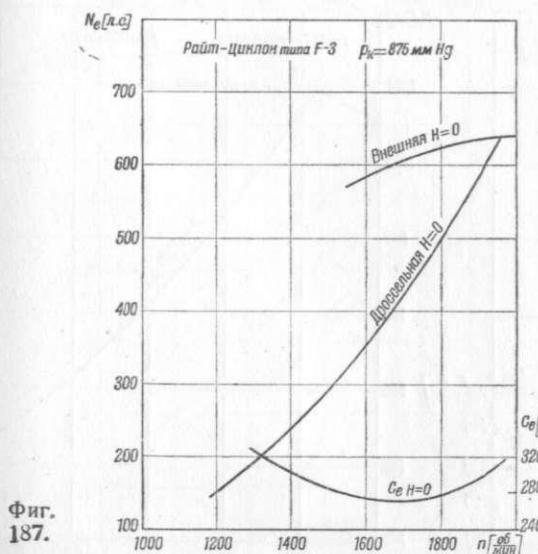
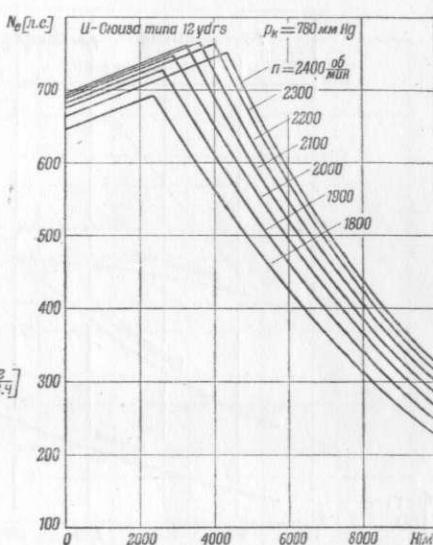
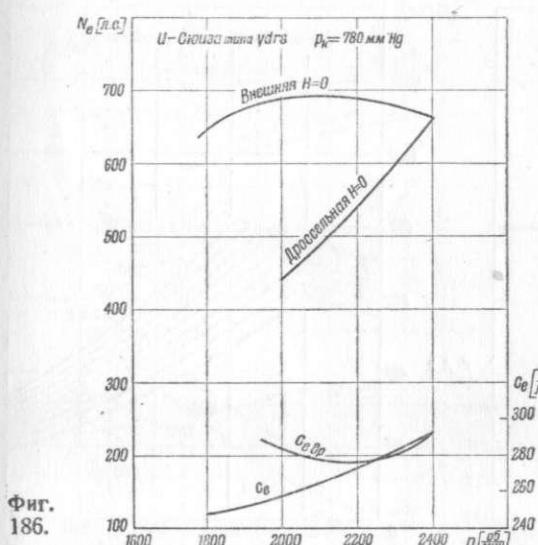
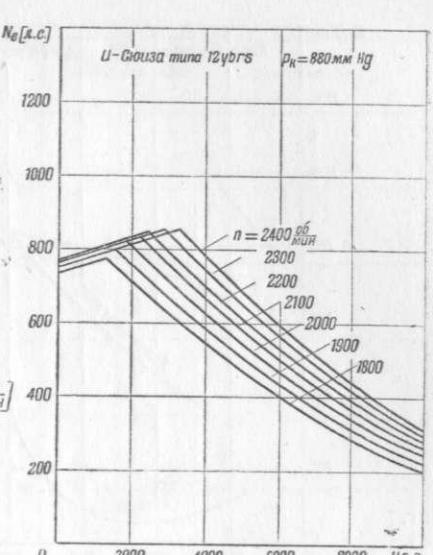
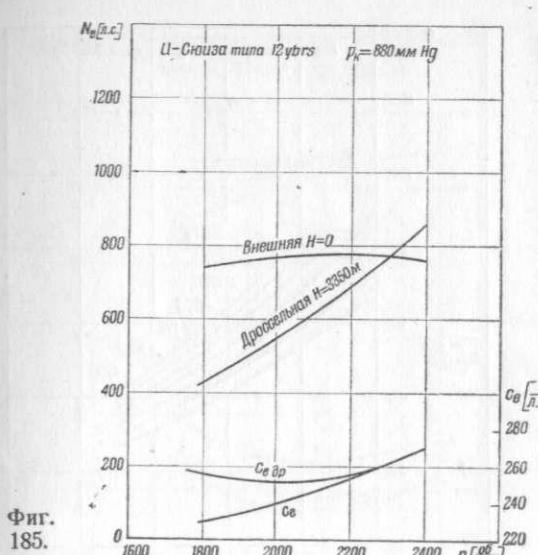
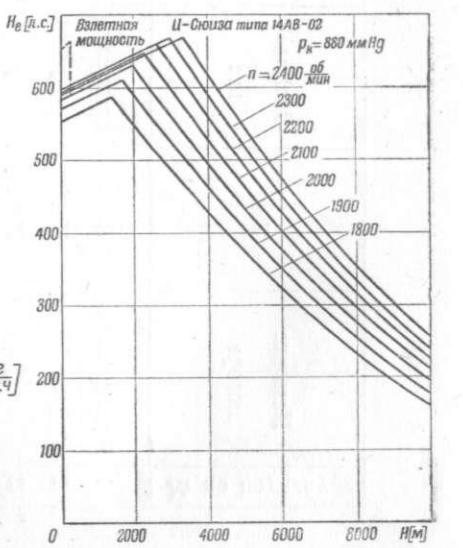
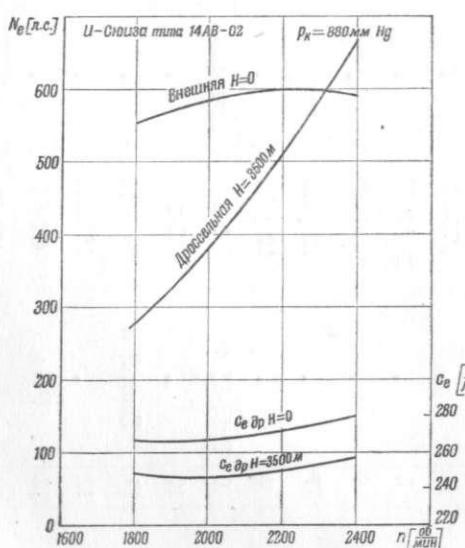
Фиг. 181.

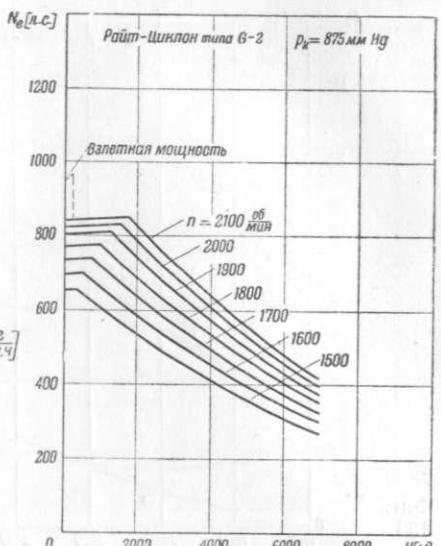
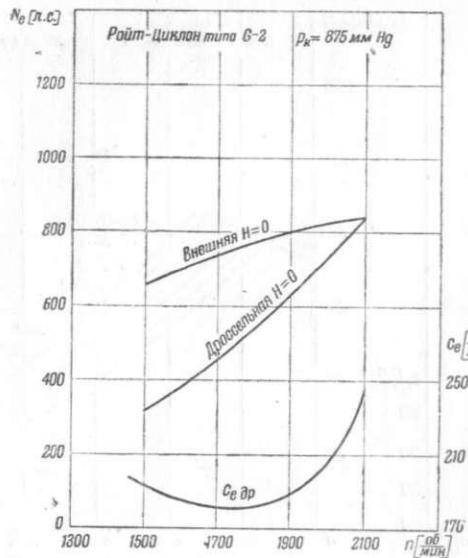
Основные данные моторов

№ по порядку	Название мотора	Тип	Охлаждение	Приложение	Основные данные моторов			Габариты	Балластика
					Длина [м]	Ширина [м]	Высота [м]		
1	Испано-Сюиза	79-00	воздушное	14	940	1030	2100	1000/1500	2100
2		79-00	воздушное	14	940	1030	2100	1000/1500	2100
3		79-04	воздушное	14	980	1080	2125	1120/2800	2125
4		79-04	звезда	14	980	1080	2125	1120/2800	2125
5		14AB-00	звезда	14	575	620	2400	670/3500	2400
6		14AB-02	звезда	14	590	650	2400	670/3500	2400
7		12 ytrs	V-образное	12	760	—	2400	860/3350	2400
8		12 ytrs	V-образное	12	665	—	2400	750/4300	2400
9		F-3	воздушное	9	640	—	1950	760/2000	1950
10		G-2	воздушное	9	840	950	2100	850/1800	2100
11		Гном-Рон	14 krsd	9	715	—	2400	820/3850	2400
12		18 Lars	Двухрядная звезда	14	1210	—	2100	1290/1650	2100
13		Рено	Двухрядная звезда	18	190	—	2500	220/4000	2500
14		453-03	6	6	220	—	2500	240/2000	2500
15		468-01	6	12	390	—	2500	450/3550	2500

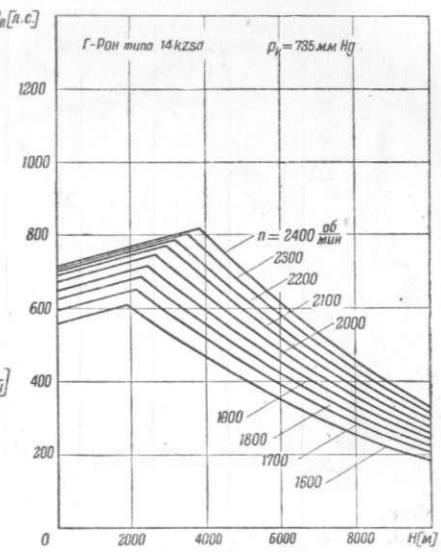
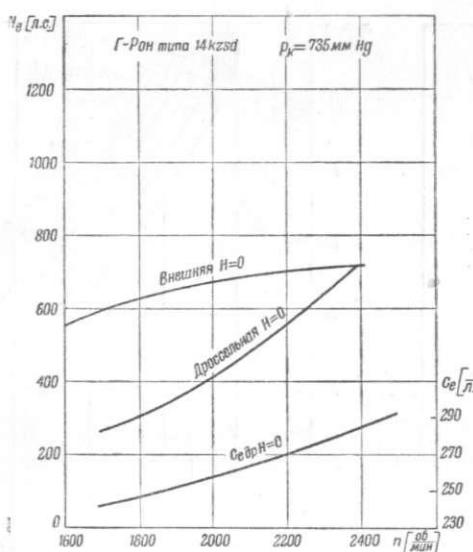


Фиг.  
183.

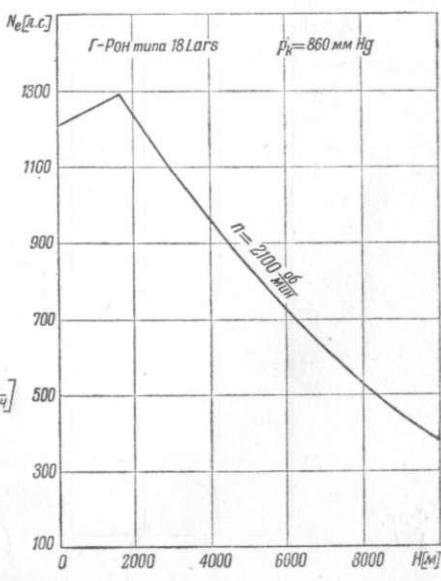
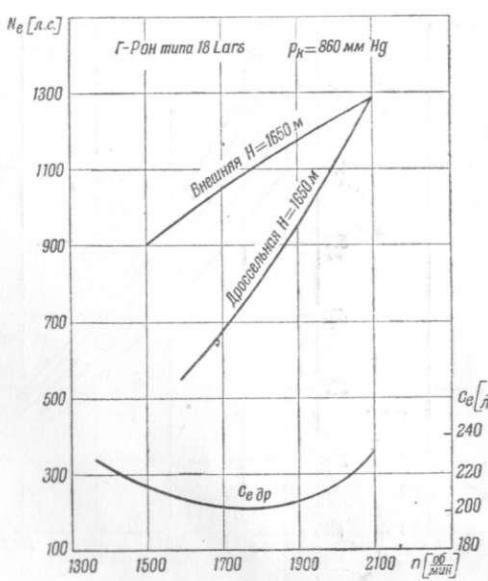




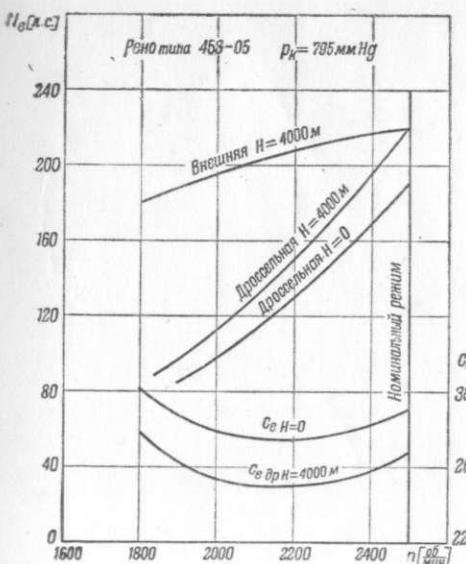
Фиг.  
188.



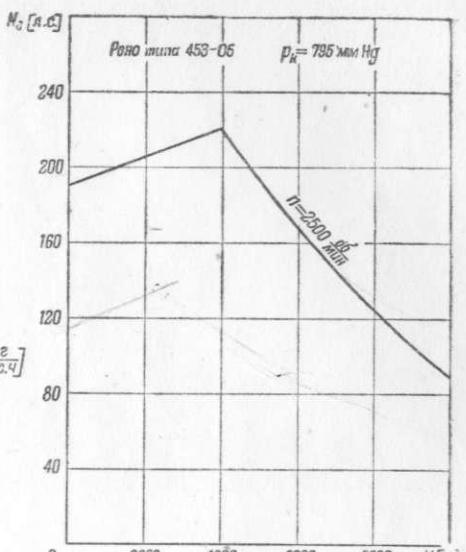
Фиг.  
189.



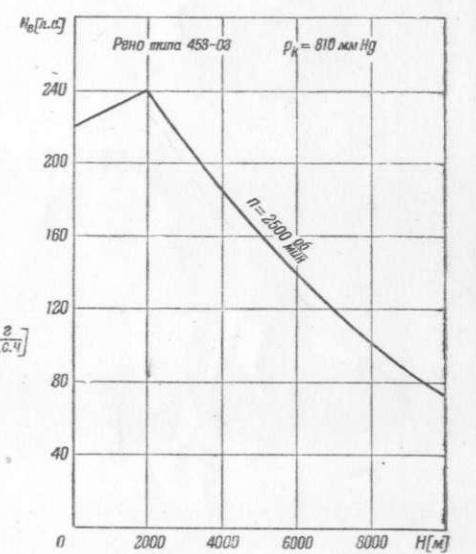
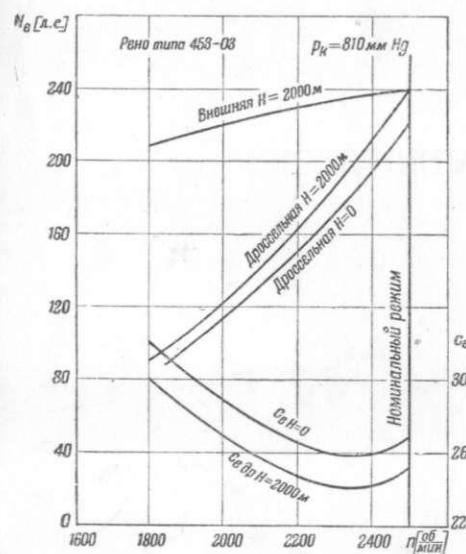
Фиг.  
190.



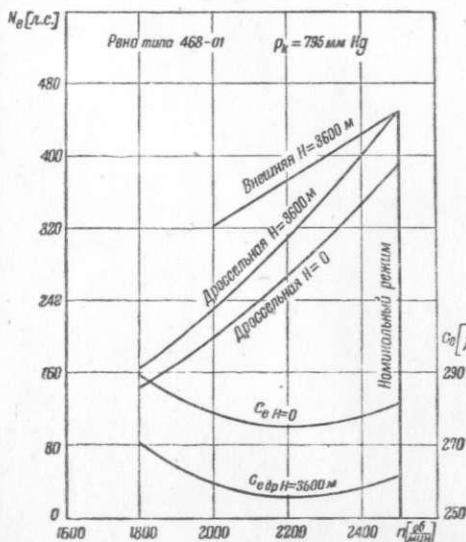
Фиг.  
191.



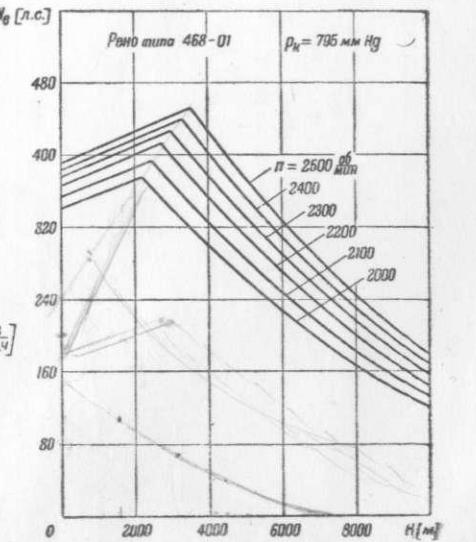
Фиг.  
192.



Фиг.  
192.



Фиг.  
193.



**ВОЗДУШНЫЕ ВИНТЫ**

## ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ И ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИНТОВ

На фиг. 194 дан чертеж правого двухлопастного винта (винт называется правым при вращении по часовой стрелке, если смотреть на винт сзади по направлению полета); через  $D$  обозначен диаметр винта, а через  $\varphi$  — угол установки (угол между хордой сечения лопасти и плоскостью вращения винта).

Шаг винта на радиусе  $r$ :

$$H = 2\pi r \operatorname{tg} \varphi.$$

Винты бывают с фиксированным шагом (ВФШ), углы установки лопастей которых не изменяются в полете, и с изменяемым шагом (ВИШ), лопасти которых могут в полете поворачиваться вокруг своих осей.

При определенном угле установки лопастей шаг винта может быть постоянным вдоль лопасти (винты постоянного шага) и переменным вдоль лопасти (винты переменного шага). В последнем случае винт характеризуют шагом на радиусе  $r = 0,75 R$ , где  $R$  — полный радиус винта (условный или nominalnyy шаг).

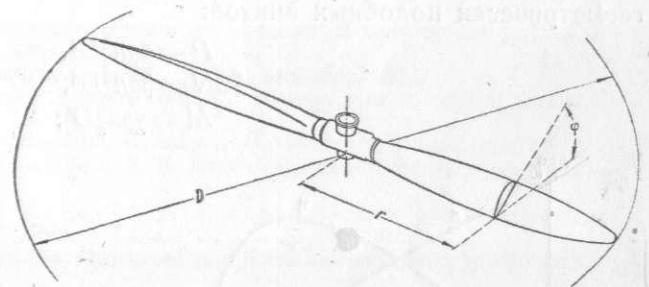
Называют: покрытием или перекрытием винта отношение площади всех лопастей к площади диска, омываемого винтом; отношение покрытий однотипных винтов называется коэффициентом покрытия; например, если коэффициент покрытия двухлопастного ( $i = 2$ ) винта принят за единицу, то коэффициент покрытия такого же винта, но трехлопастного ( $i = 3$ ) будет 1,5; поступью винта  $H_a = \frac{V}{n_c}$  — путь, проходимый винтом в направлении оси за один оборот ( $n_c$  — число оборотов винта в секунду); относительным шагом винта на радиусе  $r$ :

$$h = \frac{H}{D} = \pi \bar{r} \operatorname{tg} \varphi,$$

где:  $\bar{r} = \frac{r}{R}$  — относительный радиус рассматриваемого сечения лопасти; относительной поступью:

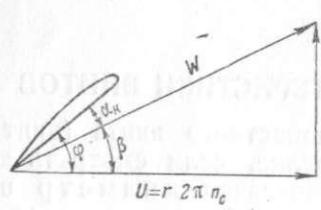
$$\lambda = \frac{H_a}{D} = \frac{V}{n_c D}$$

(эта величина называется еще характеристикой режима работы винта, а также коэффициентом скорости); кажущейся относительной скоростью движения элемента лопасти винта — равнодействующую окруж-

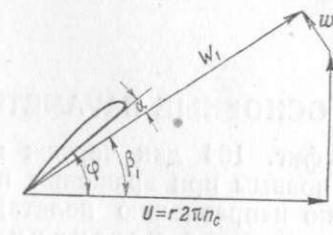


Фиг. 194.

ной скорости данного элемента и скорости молета (фиг. 195; на фиг. 195  $\alpha_k$  — кажущийся угол атаки и  $\beta$  — кажущийся угол притекания струй); действительной относительной скоростью  $w$  — равнодействующую кажущейся относительной скорости и скорости, вызванной винтом (фиг. 196; на фиг. 196,  $\alpha$  — угол атаки элемента и  $\beta_1$  — угол притекания струй);



Фиг. 195.



Фиг. 196.

коэффициентом полезного действия винта (к. п. д.) — отношение полезной мощности, полученной от винта, к мощности, затраченной на его вращение:

$$\eta = \frac{PV}{75N}.$$

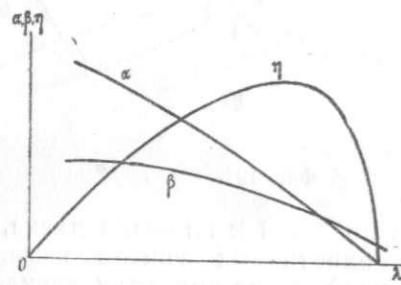
( $P$  — тяга винта).

При переходе от модели к натуре применяются формулы подобия для геометрически подобных винтов:

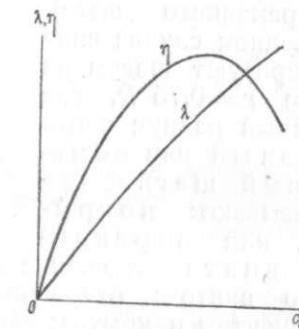
$$P = \alpha \rho n_c^2 D^4,$$

$$75N = \beta \rho n_c^3 D^5,$$

$$M = \chi \rho n_c^2 D^5;$$



Фиг. 197.



Фиг. 198.

( $M$  — момент винта); они могут применяться только при одинаковых режимах работы винтов, т. е. при

$$\lambda = \frac{V}{n_c D} = \text{const.}$$

В этих формулах:

$$\eta = \frac{P}{\rho n_c^2 D^4}, \quad \beta = \frac{75N}{\rho n_c^3 D^5}, \quad \chi = \frac{M}{\rho n_c^2 D^5}$$

абсолютные коэффициенты тяги, мощности и момента винта; они являются функциями только  $\lambda$ . Коэффициент полезного действия винта, являющийся также функцией только  $\lambda$ , выражается через эти коэффициенты и относительную поступь  $\lambda$  формулой:

$$\eta = \frac{\alpha}{\beta} \lambda.$$

Нормальная характеристика винта представляется в виде коэффициентов  $\alpha$ ,  $\beta$  и  $\eta$  в функции  $\lambda$  (фиг. 197).

3. Жуковский Н. Е. Вихревая теория гребного винта (Статья 3) — Труды отделения физико-математических наук О-ва любителей естествознания 1915, т. XVII, вып. 2, стр. 1—93.
4. Ветчинкин В. П. Расчет гребного винта. — „Бюлл. политехн. О-ва“ 1913, № 5.
5. Жуковский Н. Е. Вихревая теория гребного винта. — В сборнике: „Труды Авиационного расчетно-испытательного бюро МВТУ“ 1918, № 3—4, стр. 1—99.
6. Юрьев Б. Н. О современном положении теории гребного винта. — „Вестник воздушного флота“ 1923, № 5, стр. 69—76.
7. Ветчинкин В. П. Теория гребных винтов. М. Изд. Воен. возд. академии, 1926. (литограф.)
8. Бетц А. О пропеллере с наименьшей потерей мощности. — „Техника возд. флота“ 1927, № 4, стр. 217—221; № 5, стр. 226—271.
9. Кузьмин Г. И. Пересчет характеристики винта на другое перекрытие. — „Техника возд. флота“ 1928, № 12, стр. 765—774.
10. Кузьмин Г. И. Диаграммы для проектирования воздушных винтов. — Труды ЦАГИ 1929, № 38.
11. Кузьмин Г. И. Исследование работы воздушных винтов. — Труды ЦАГИ 1930, № 45.
12. Козлов С. Г. Воздушные гребные винты. В сборнике: „Самолетостроение“. Книга 1 1931, стр. 210—287.
13. Егоров Б. Н. и Кузнецов В. А. Исследование работы винтов tandem в присутствии крыла. Ч. II. Применение вихревой теории к расчету заднего винта комбинации tandem. — Труды ЦАГИ 1931, № 87.
14. Бригgs Л. Ж. и Драйден Г. Л. Аэродинамические характеристики двадцати четырех дужек при больших скоростях. — Технические заметки ЦАГИ, 1932, № 3.
15. Вагнер, Коммент К., Кухарский В. Направляющие аппараты гребных винтов. Сборник статей. — М.—Л., Гострансиздат, 1932.
16. Кузьмин Г. И. Расчет винта по вихревой теории. — Труды ЦАГИ 1932, № 132.
17. Кузьмин Г. И. и Халезов Д. В. Диаграммы для проектирования воздушных винтов с профилями ВС-2. — Труды ЦАГИ 1933, № 137.
18. Егоров Б. Н. Испытание винтов на больших окружных скоростях. — Труды ЦАГИ 1933, № 158.
19. Глаузерт Г. Влияние сжимаемости воздуха на подъемную силу крыла. — Сборник по аэро- и гидродинамике. 1933, стр. 236—242.
20. Юрьев Б. Н. Воздушные винты. — М.—Л., Госмашметиздат, 1934.
21. Халезов Д. В. Исследование работы винта с изменяемым шагом. — Труды ЦАГИ 1934, № 174.
22. Кузьмин Г. И. Винты регулируемого шага. — М. Воен. возд. академия, 1934.
23. Остославский И. В. и Халезов Д. В. Взаимное влияние винта и самолета. — Труды ЦАГИ 1935, № 213.
24. Остославский И. В. и Халезов Д. В. Характеристики трехлопастных металлических винтов ЦАГИ З СМВ-1 З СМВ-2. Труды ЦАГИ, № 300, 1936.
25. Александров В. Л. Диаграммы испытаний семейства винтов французского типа. — Технические заметки ЦАГИ. 1935, № 79.
26. Остославский И. В., Халезов Д. В. и Минухин Б. Л. Характеристики 2-лопастных и 4-лопастных металлических винтов ЦАГИ (2 СМВ-1 и 4 СМВ-1). — Технические заметки ЦАГИ. 1935, вып. № 85.
27. Остославский И. В. Роль винта в проблеме повышения скорости самолета. — Техника возд. флота 1936, № 7, стр. 14—25.
28. Weick F. E. Aircraft propeller design. — N. Y. & L. McGraw-Hill Book Co., 1930.
29. Fage A. and others. Experiments with a family of airscrews including the effect of tractor and pusher bodies, Part I. — „ARC“ R. & M. 1922, N 829.
30. Fage A. and others. Experiments on airscrews with tractor and pusher bodies, Part II. — „ARC“ R. & M. 1922, N 830.
31. Troller T. H. Aerodynamische Theorie und Entwurf von Luftschrauben. — „Aerod. Institut T. H. Aachen Abh.“ 1932, N 11, p. 28—73.
32. Lock C. N. H. Theory of airscrew body interference. — „ARC“ R. & M. 1931, N 1378.
33. Lock C. N. H. and Bateman H. Analysis of experiments on the interference between bodies and tractor and pusher airscrews. — „ARC“ R. & M. 1931, N 1445.
34. Stack J. The NACA high speed wind tunnel and tests of six propeller sections. — NACA Rep. 1933, N 463.
35. Stack J. and Doenhoff E. Tests of 16 related airfoils at high speeds. — NACA Rep. 1935, N 492.
36. McHugh I. G. Tests of nacelle—propeller combinations in various positions with reference to wings. IV-thick wing-various radial engine cowlings-tandem propellers. — NACA Rep. 1934, N 505.
37. Woob D. H. and Biolletti C. Tests of nacelle-propeller combinations in various positions with reference to wings VI. Wings and nacelles with pusher propeller. — NACA Rep. 1934, N 507.
38. Doerr P. Luftschraubenrechnungen nach dem Verfahren der gleichwertigen Tragflügel-Polare. — „Luftfahrtforschung“ 1936, v. XIII, N 2, p. 46—56.
39. Moriyama T. On the induced velocity and characteristics of a propeller. — „J. of aeronautics faculty of engineering Imperial university“ 1933, v. XX, N 7, p. 147—162.

40. Могиуа Т. Calculation charts of induced velocity and calculation method of aerodynamic characteristics of propellers. — „J. of Soc. of Aeron. Science of Nippon, Jan., 1936, v. III, N 9.
41. Могиуа Т. On the aerodynamical interference of propeller blades. — „J. of Faculty of engineering, Tokyo Imperial University”, 1930, v. XVIII, N 7.
42. Ногнер Е. Ueber die Wirbeldtheorie des Schraubenpropellers. — „Annalen der Physik” 1928, v. LXXXVII, N 19.
43. Кузьмин Г. И. и Панов Д. Ю. Расчет воздушного винта на прочность с учетом разгрузки центробежными силами. — Труды ЦАГИ 1934, № 169.
44. Хоклов А. И. Практический расчет на прочность воздушного винта с учетом разгрузки центробежными силами. — Техн. заметки ЦАГИ 1935, № 69.
45. Панов Д. Ю. Расчет винта на кручение при заданной форме центральной оси лопасти в изогнутом состоянии. М. Изд. ЦАГИ (литограф.) 1933.
46. Его же. Расчет воздушного винта на прочность. — Труды ЦАГИ 1937, № 288.
47. Попов С. Г. О касательных напряжениях при изгибе и кручении винтового профиля. — Техн. заметки ЦАГИ. 1936, № 103.
48. Риз П. М. Обзор теоретических работ по изучению вибраций воздушных винтов. — Техн. заметки ЦАГИ. 1935, № 71.
49. Его же. Определение собственных частот вибраций лопастей воздушных винтов. — Труды ЦАГИ 1935, № 218.
50. Liebers F. Zur Berechnung drei tiefsten Biegefrequenzen der umlaufenden Schraube. — „Luftfahrtforschung” 1935, v. XII, N 5, p. 155—160.
51. Риз П. М. Резонансный метод определения собственных частот вибраций лопастей воздушных винтов. — Труды ЦАГИ. 1935, № 242.
52. Morris J. Some dynamical characteristics of the propellers. — „RAS” 1934, N 288, p. 987—997.
53. Reissner H. Formänderung Spannung und kleine Schwingungen von Stäben mit anfänglicher Krümmung und Verwindung, die um eine Querachse rotieren. — „Ingenieur-Archiv” 1933, v. IV, N 6, p. 557—569.
54. Остославский И. В. и Халезов Д. В. Характеристики винтовых профилей типа Кларк-У. Техн. зам. ЦАГИ № 154. 1937.

## АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ТЕПЛООТДАЧА УСТРОЙСТВ, ОХЛАЖДАЮЩИХ МОТОР

## СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ

### ЧОТОК ЖИДКОСТНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ ДЛЯ ОДНОГО И БОЛЕЕ МНОГИХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Охлаждение двигателя достигается посредством снятия тепла потоком воздуха с соответствующей поверхности.

Схема установки охлаждающего устройства авиационного двигателя зависит от типа двигателя, устанавливаемого на самолет. Для моторов жидкостного охлаждения на самолете устанавливается специальный радиатор, через который циркулирует охлаждающая жидкость. Обеспечение надлежащего охлаждения и минимальных потерь мощности достигается установкой радиатора в специальный тоннель.

В настоящее время в качестве охлаждающей жидкости используется вода и высококипящие жидкости (этиленгликоль и престон), позволяющие поднимать температуру охлаждающей жидкости до 120—130°С. Повышая температуру охлаждающей жидкости, достигают увеличения перепада температур воздуха и охлаждающей жидкости, а, следовательно, и уменьшения потребных охлаждающих поверхностей радиаторов. Таким образом уменьшается лобовая площадь радиаторной установки. Практически уменьшение радиатора с переходом от воды на этиленгликоль при прочих равных условиях дает уменьшение лба радиатора порядка 30%. Необходимо, однако, учесть, что в этом случае значительно увеличивается теплопередача мотора в масло и поверхность масляного радиатора увеличивается, примерно на 80—100%. Таким образом, общее уменьшение лобовой площади установки будет порядка 20—25%.

В случае установки на самолете мотора воздушного охлаждения, где тепло передается потоку воздуха непосредственно от ребер цилиндров, необходимо заключить мотор в специальный капот.

Большинство современных моторов воздушного охлаждения, как звездообразных, так и рядных, имеют уже установленную на них систему головочных и межцилиндровых дефлекторов, служащую для правильного распределения потока охлаждающего воздуха. Рациональное охлаждение современных авиамоторов, устанавливаемых в капоте, не представляется возможным без применения надлежащей системы дефлекторов.

Современные охлаждающие устройства на самолете (тоннель для радиатора и капот для мотора воздушного охлаждения) должны удовлетворять двум основным условиям:

a) мотор должен охлаждаться на взлете, когда самолет имеет сравнительно малую скорость;

b) моторная установка должна иметь минимальное лобовое сопротивление на максимальных скоростях самолета.

Расход воздуха через капот, так же как и лобовое сопротивление последнего, возрастают с увеличением выходного сечения капота.

Максимальное открытие выхода подбирается из условий взлета. Необходимо делать выход воздуха из капота или тоннеля радиатора регулирующимся, так как, подобрав выходное сечение из капота для условий взлета, можно получить на максимальных скоростях излишне большие расходы воздуха через мотор или радиатор и большие лобовые сопротивления.

Следует заметить, что регулировка входа в тоннель радиатора, часто применяемая на самолетах в виде жалюзи, не является удовлетворительной с аэродинамической точки зрения, так как основана на потере напора воздуха на входе в тоннель и увеличивает лобовые сопротивления. Следует только в случае опасности переохлаждения мотора использовать обе

системы регулировки (передняя заслонка полностью закрывается при длительном планировании). Регулировку количества воздуха нужно производить посредством изменения выходной щели.

Для большинства современных авиамоторов мощность, которую необходимо отвести в виде тепла, составляет от 0,5 до 0,55 эффективной мощности мотора, при этом ввиду большой мощности, а главное, ввиду увеличения мощности мотора до расчетной высоты, абсолютные величины, характеризующие тепло, рассеиваемое радиаторами, в калориях весьма велики.

Для сравнения передачи тепла в воду и масло трех моторов приводится таблица XXVII.

Таблица XXVII

Мотор	Номинальная мощность [л. с.]	Передача в воду калор./мин	Передача в масло калор./мин
"И-Сюиза" 12 Ybgs	860	4 700	600
"Райт Циклон" F-3	635	(воздушное охлаждение)	200
"Гном-Рон" 14 K	825	(воздушное охлаждение)	340

Передача тепла в масло для современных моторов колеблется от 5 до 10% отдачи в охлаждающую жидкость (или отводимого от ребер головок и цилиндров моторов воздушного охлаждения тепла).

Для моторов жидкостного охлаждения количество калорий, отводимых в масло, сильно растет с увеличением температуры охлаждающей жидкости; при гликоле, имеющем 120°C, передача тепла в масло может достигать 20% от отдачи тепла в гликоль.

При проектировании систем охлаждения для современных авиамоторов приходится учитывать влияние высоты полета на охлаждение.

При полете на высоте 8000 м и выше, скоростной напор, соответствующий современным скоростям полета, становится недостаточным для охлаждения моторов воздушного охлаждения, развивающих на указанных высотах мощность 700—800 л. с. и больше. В случае мотора жидкостного охлаждения, всегда имеется возможность установить радиатор надлежащих размеров; ввиду опасности закипания воды перед циркуляционной помпой мотора с увеличением высоты вследствие сильного падения давлений в системе циркуляции, необходимо принять закрытую схему циркуляции жидкости, т. е. вместо дренажа ставить клапан, рассчитанный на соответствующее давление.

В последнее время стали применяться системы охлаждения парообразованием. Эти системы дают возможность несколько уменьшить вес радиатора за счет уменьшения веса воды и уменьшить его охлаждающую поверхность. Кроме того, системы охлаждения парообразованием позволяют применять поверхностные крыльевые радиаторы, что ведет к уменьшению потерь на охлаждение. К недостаткам систем с парообразованием следует отнести увеличение теплопередачи в масло и соответственно площади масляного радиатора на 25—30 % и увеличение необходимого октанового числа топлива (на 2—3 единицы).

### Критерии подобия

Практическая невозможность интегрирования уравнений, связанных с задачами по определению теплообмена между жидкостью и твердым телом, заставляет получать необходимые данные для расчетов путем постановки опытов с моделями, соблюдая подобие.

Тепловое подобие может достигаться при условии сохранения гидродинамического подобия, для чего необходимо геометрическое подобие модели с натурой и сохранение постоянства критерия Рейнольдса:

$$Re = \frac{\rho V d}{\mu}.$$

(Стр. 30. Здесь за характерный размер взят диаметр  $d$  тела.)

Кроме того, необходимо соблюдение ряда добавочных граничных условий, обеспечивающих однозначность решения поставленной задачи.

Рассматривая подобие температурных полей и ограничиваясь случаем стационарного движения со сравнительно небольшими скоростями, когда изменение тепловой энергии за счет кинетической энергии жидкости и работы внешних сил относительно невелико, можно найти необходимый для наличия подобия критерий — критерий Пекле:

$$Pe = \frac{c_p \gamma V d}{\lambda},$$

где  $c_p$  — теплоемкость воздуха при постоянном давлении;  
 $\lambda$  — коэффициент теплопроводности жидкости или газа.

От деления  $Pe$  на  $Re$  получается критерий Прандтля:

$$Pr = \frac{Pe}{Re} = \frac{gc_p \mu}{\lambda}.$$

Этот критерий содержит в себе лишь физические константы движущейся жидкости или газа и служит поэтому необходимым условием для суждения о возможности замены с точки зрения теории подобия одного газа другим газом или жидкостью. Таблица XXVIII дает значения критериев  $Pr$  для некоторых газов и жидкостей.

С теоретической стороны большой интерес представляет случай  $Pr = 1$ . При этом условии дифференциальное уравнение температурного поля имеет те же численные коэффициенты, что и основные уравнения движения жидкости в области постоянных давлений. В этом случае соблюдается полное подобие скоростных и температурных полей, что в обычных условиях не имеет места.

Рассматривая условия теплопередачи на границе между газом или жидкостью и твердым телом, можно получить критерий Нуссельта:

$$Nu = \frac{\alpha d}{\lambda},$$

где  $\alpha$  — коэффициент теплопередачи.

В условиях ламинарного потока жидкости величина критерия  $Nu$  не зависит от  $V$ , а только от геометрических факторов. В частности, для движения жидкости или газа внутри труб величина  $Nu = 3,65$ .

В общем случае нужно было бы учесть еще дополнительные условия для сохранения подобия, вызываемые наличием внешних сил, в частности, действием силы тяжести и получающейся вследствие этого подъемной

Таблица XXVIII

	$t$ [град. С]	$Pr$
Воздух	0	0,70
	1 000	0,66
	2 000	0,63
Одноатомные газы	в среднем	0,66
Двухатомные	"	0,80
Трехатомные	"	0,84
Многоатомные	"	1,00
Вода	0	13,60
	50	3,59
	100	1,64
	200	0,74

силы для более теплых частиц газа. В условиях вынужденного движения газа с большими скоростями, имеющими место для авиационных радиаторов, можно при расчетах пренебречь эффектом разности плотностей.

Основными критериями, определяющими интенсивность всех процессов, являются: 1) масштаб модели, 2) критерий  $R_e$  и 3) критерий  $Pe$ .

Можно представить тогда критерий  $Nu$  так:

$$Nu = F \left( Re, Pe, \frac{l}{d} \right),$$

где за меру масштаба взято отношение каких-либо двух сходственных линейных величин. При условии одного и того же теплоносителя, оба первых критерия пропорциональны друг другу и можно написать

$$Nu = \Phi \left( Re, \frac{l}{d} \right).$$

Опыт с достаточной точностью подтверждает последнюю зависимость. Для очень длинных труб отношение  $\frac{l}{d}$  уже не играет большой роли и можно принять в пределе, для очень длинных труб, что

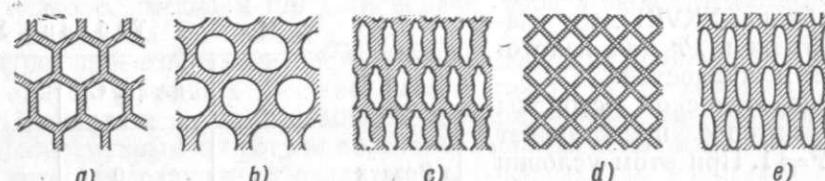
$$Nu = f(Re).$$

## ЖИДКОСТНОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ

### Водяное охлаждение

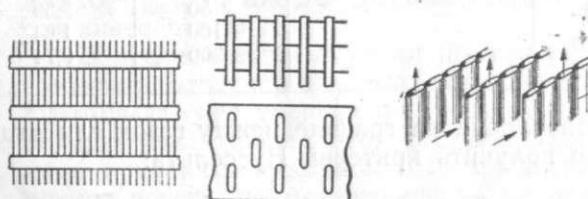
#### Типы авиационных радиаторов

Авиационные радиаторы могут быть разделены на три основных типа: сотовые, пластинчатые и трубчатые. Наиболее распространеными являются сотовые радиаторы (фиг. 260); они представляют собой большое количе-



Фиг. 260.

ство прямых разваликованных по концам трубок, спаянных между собой. Внутри этих трубок проходит воздух, а в пространстве между трубками (на фиг. 260 заштриховано) — охлаждаемая жидкость. Трубки, образующие соты радиаторов, изготавливаются из латуни или красной меди и могут иметь разнообразные формы поперечных сечений. Охлаждающая часть пластинчатых радиаторов (фиг. 261) состоит из ряда плоских трубок-каналов, снабженных большим количеством медных или алю-



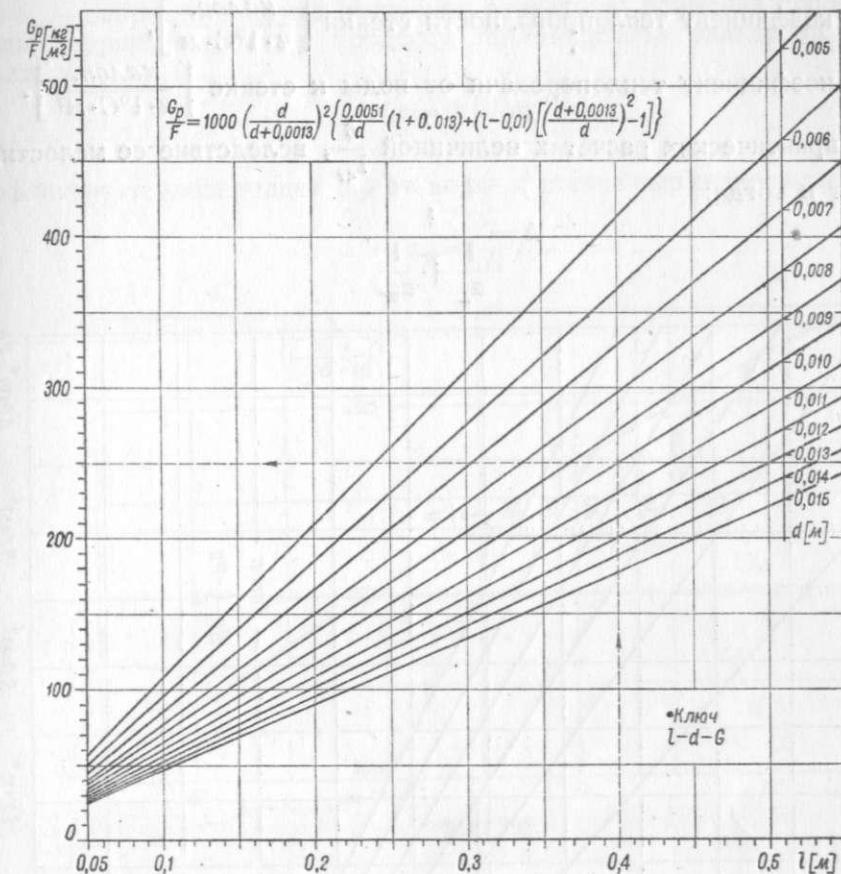
Фиг. 261.

Фиг. 262.

миниевых пластинок. В пластинчатых радиаторах воздух проходит между трубками, а охлаждаемая жидкость — внутри трубок. Простейшая конструкция охлаждающей части трубчатых радиаторов (фиг. 262) состоит из нескольких рядов вертикальных трубок, расположенных в коридорном или шахматном порядке. Так же, как и в пластинчатых радиаторах, воздух проходит между трубками, а охлаждаемая жидкость — внутри трубок.

### Вес радиаторов

Вес радиаторов с водой, приближенно, пропорционален мощности двигателя и обратно — пропорционален скорости полета. При грубых расчетах считают, что на 1 л. с. приходится около 0,08—0,2 кг веса пустого радиа-



Фиг. 263. Номограмма для определения веса сотовых радиаторов, наполненных водой, при фронтовой поверхности  $F = 1 \text{ м}^2$ .

тора и 0,04—0,1 кг воды в радиаторе. Вес сотового радиатора с водой можно определить достаточно точно по номограмме фиг. 263<sup>29</sup>, зная  $l$  — глубину радиатора и  $d$  — гидравлический диаметр радиаторной трубы.

### Теплопередача радиаторов

Количество тепла  $Q$ , рассеиваемое радиатором в калор/ч, определяют по следующей формуле:

$$Q = kS(t_w - t_L),$$

где  $k$  — общий коэффициент теплопередачи от воды к воздуху, отнесенный к разности температур ( $t_w - t_L$ ):

$$k = \frac{1}{\frac{1}{a_L} + \frac{\delta}{\lambda_{ct}} + \frac{1}{a_w}},$$

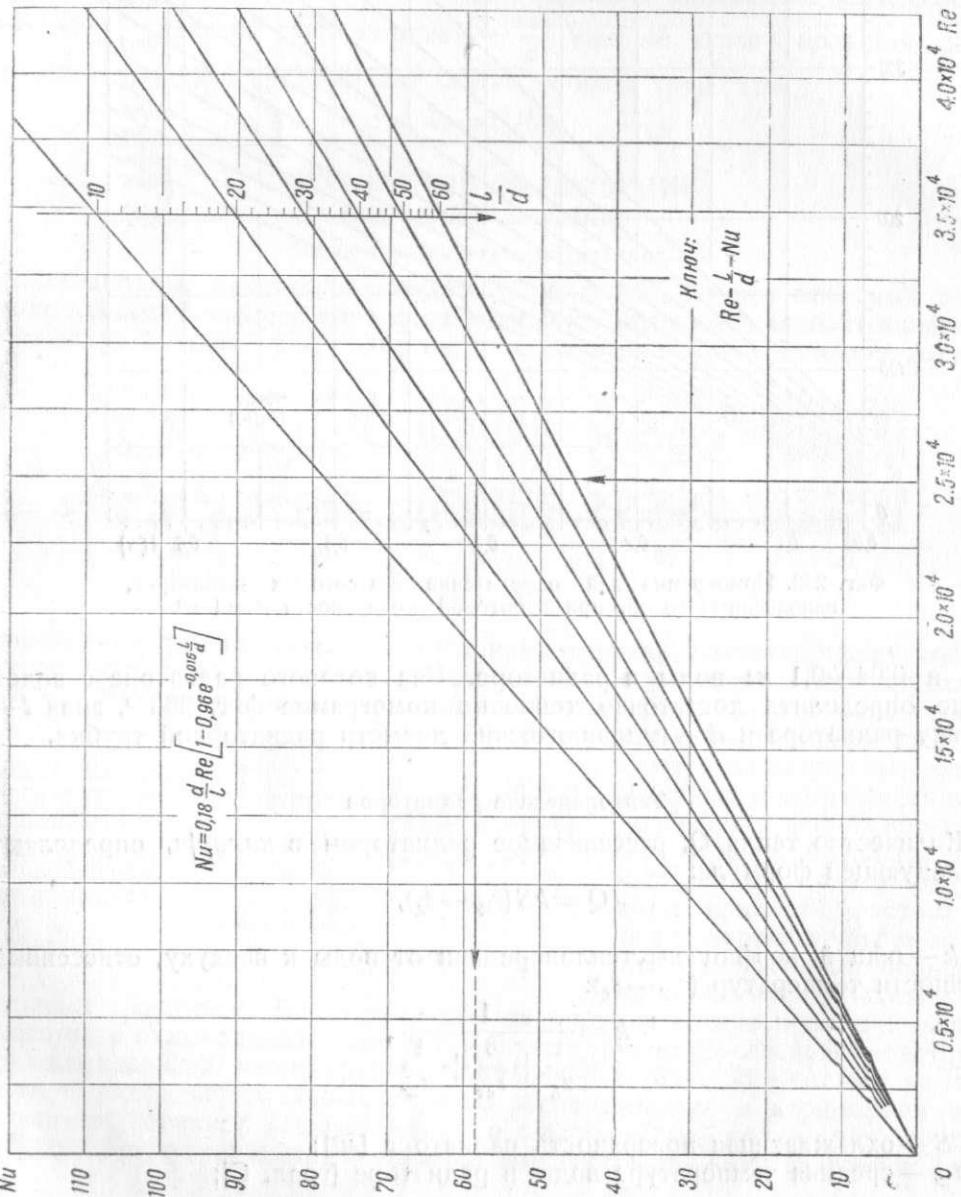
$S$  — охлаждающая поверхность радиатора [ $\text{м}^2$ ];

$t_w$  — средняя температура воды в радиаторе [град. С];

$t_L$  — температура воздуха у входа в радиатор [град. С];  
 $\alpha_L$  — коэффициент теплопередачи от стенки к воздуху  $\left[ \frac{\text{калор.}}{\text{ч} \cdot 1^\circ\text{C} \cdot \text{м}^2} \right]$ ;  
 $d$  — толщина стенки радиаторной трубы [м],  
 $\lambda_{\text{ст}}$  — коэффициент теплопроводности стенки  $\left[ \frac{\text{калор.}}{\text{ч} \cdot 1^\circ\text{C} \cdot \text{м}} \right]$ ,  
 $\alpha_W$  — коэффициент теплопередачи от воды к стенке  $\left[ \frac{\text{калор.}}{\text{ч} \cdot 1^\circ\text{C} \cdot \text{м}^2} \right]$ .

При практических расчетах величиной  $\frac{\delta}{\lambda_{\text{ст}}}$ , вследствие ее малости, пренебрегают и тогда:

$$k = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_L} + \frac{1}{\alpha_W}}$$



Фиг. 264.

Коэффициент теплопередачи между стенкой и воздухом является функцией величин:

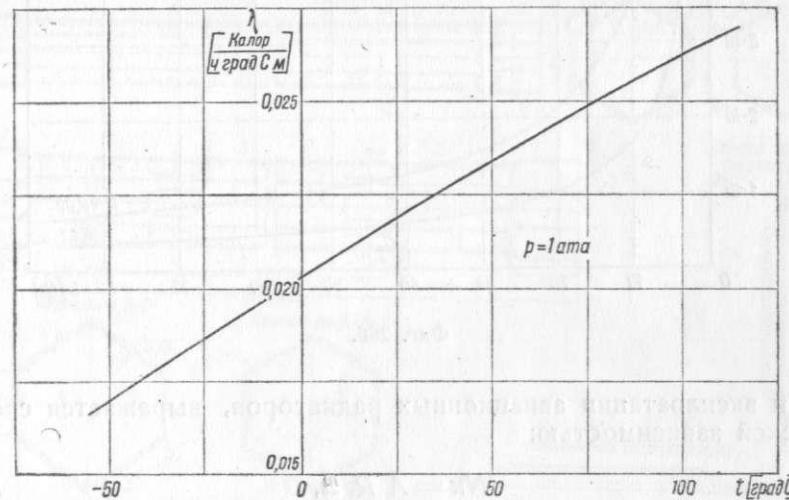
$$\alpha_L = f(V_p, l, d, \mu, \rho, \lambda_{\text{воз}}),$$

где  $V_p$  — скорость воздуха в трубках радиатора; применяя основные положения теории подобия к процессу теплопередачи радиатора, можно получить:

$$[Nu = \Phi \left( Re; \frac{l}{d} \right)].$$

Коэффициент теплопередачи  $\alpha_W$  от воды к стенке выражается зависимостью:

$$\alpha_W = \frac{1}{B} L^n,$$



Фиг. 265.

где  $L$  — удельный расход воды через радиатор в  $\text{л}/\text{с} \cdot \text{м}^2$ , отнесенный к произведению ширины радиатора на его глубину;  
 $B$  и  $n$  — постоянные величины для данного состояния охлаждаемой жидкости, зависящие от типа радиатора.

**Сотовые радиаторы.** По данным испытаний сотовых радиаторов<sup>14 16 29</sup> в интервале изменения  $5000 \leq Re \leq 30000$

$$Nu = 0.18 \frac{d}{l} Re \left( 1 - 0.96 e^{-0.015 \frac{l}{d}} \right).$$

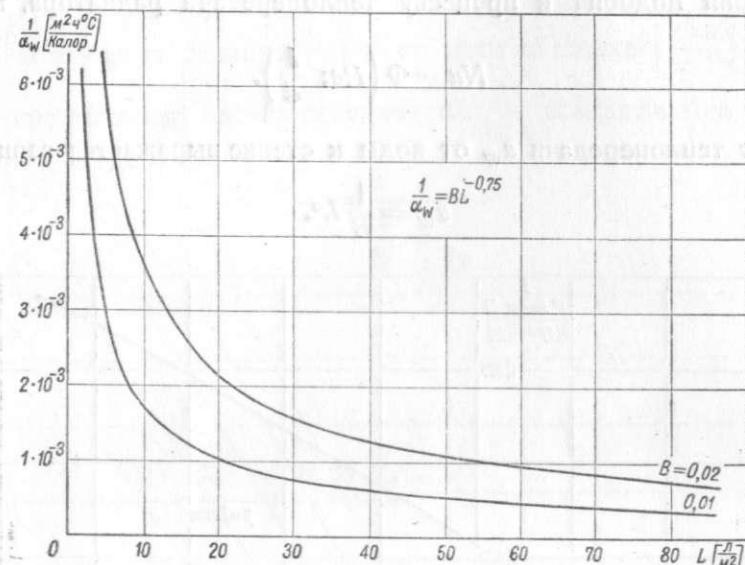
На фиг. 264 представлена номограмма для подсчета  $Nu$  по данным  $Re$  и  $\frac{l}{d}$ . Найдя по номограмме значение  $Nu$ , для данного  $Re$  можно определить коэффициент теплопередачи  $\alpha_L$  из формулы  $\alpha_L = \frac{Nu \cdot \lambda_{\text{воз}}}{d}$  ( $\lambda_{\text{воз}}$  берется из фиг. 265);  $\alpha_W$  может быть определен по следующей эмпирической формуле<sup>14 16 29</sup>:

$$\alpha_W = \frac{1}{B} L^{75},$$

где  $B$  — постоянная величина, равная 0,01 для сотовых радиаторов с круглыми, шестиугольными и квадратными трубками и 0,02 для радиаторов с трубками

«Андре» (фиг. 260(с)). На фиг. 266 приведена диаграмма для подсчета  $\alpha_w$  по заданному  $L$ .

Пластинчатые и трубчатые радиаторы. Для пластинчатых и трубчатых радиаторов общий коэффициент теплопередачи  $k$  от воды к воздуху, с учетом скорости воды (порядка 0,3 м/с), обычно встречаю-



Фиг. 266.

щаяся при эксплуатации авиационных радиаторов, выражается следующей эмпирической зависимостью:

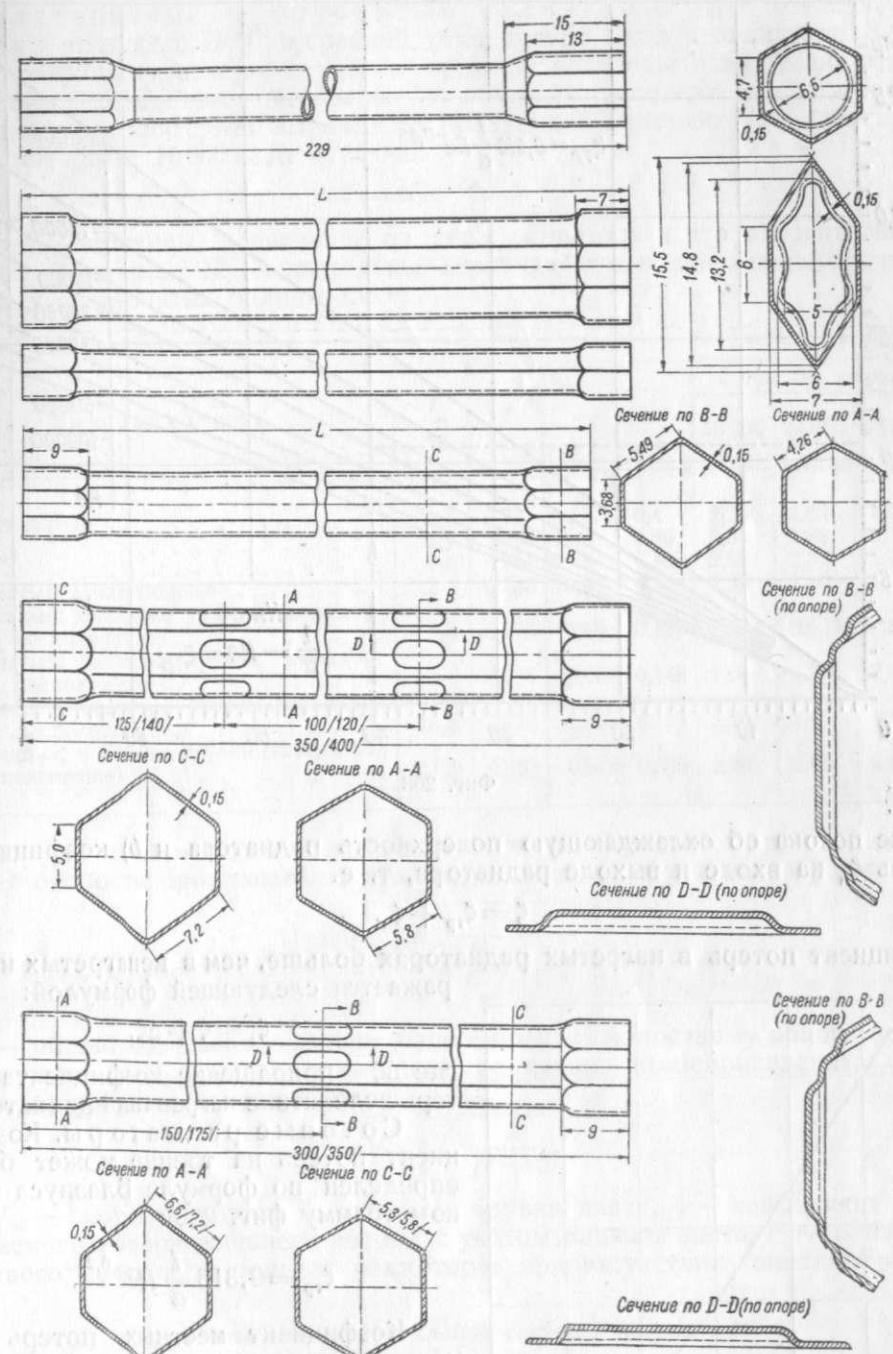
$$Nu = A \cdot Re^m,$$

где  $10000 \leq Re \leq 30000$ ,  $A$  и  $m$  величины, зависящие от типа радиатора и его относительной глубины. В таблице XXIX приведены значения  $A$  и  $m$  для некоторых пластинчатых и трубчатых радиаторов (через  $f$  обозначено отношение живого сечения радиатора к его фронтовой поверхности).

На фиг. 267 приведены основные данные радиаторных трубок.

Таблица XXIX

Тип радиатора	$\frac{l}{d}$	$f$	$S$ [м <sup>2</sup> ]	$10^{-2}A$	$m$	Nu при $Re$ равном		
						10 000	20 000	30 000
Пластинчатый . . . . .	30,5	0,701	88,0	2,23	0,700	14,1	23,4	30,4
. . . . .	57,1	0,655	152,6	1,18	0,770	14,2	24,7	33,3
. . . . .	37,1	0,756	112,2	2,43	0,700	15,4	24,4	33,1
Трубчатый с пластинками . . . . .	12,0	0,758	34,1	9,8	0,600	24,6	38,1	48,0
Трубчатый с овальными трубками (коридорное расположение) . . .	5,5	0,776	17,1	3,79	0,758	40,6	70,5	93,1
Трубчатый с овальными трубками (коридорное расположение) . . .	11	0,776	34,2	3,37	0,760	37	64,2	84,5
Трубчатый с овальными трубками (коридорное расположение) . . .	16,5	0,776	51,3	5,21	0,712	36,9	61,2	80,7
Трубчатый с овальными трубками (шахматное расположение) . . .	11,3	0,885	40,1	7,55	0,692	44	72,1	95,2



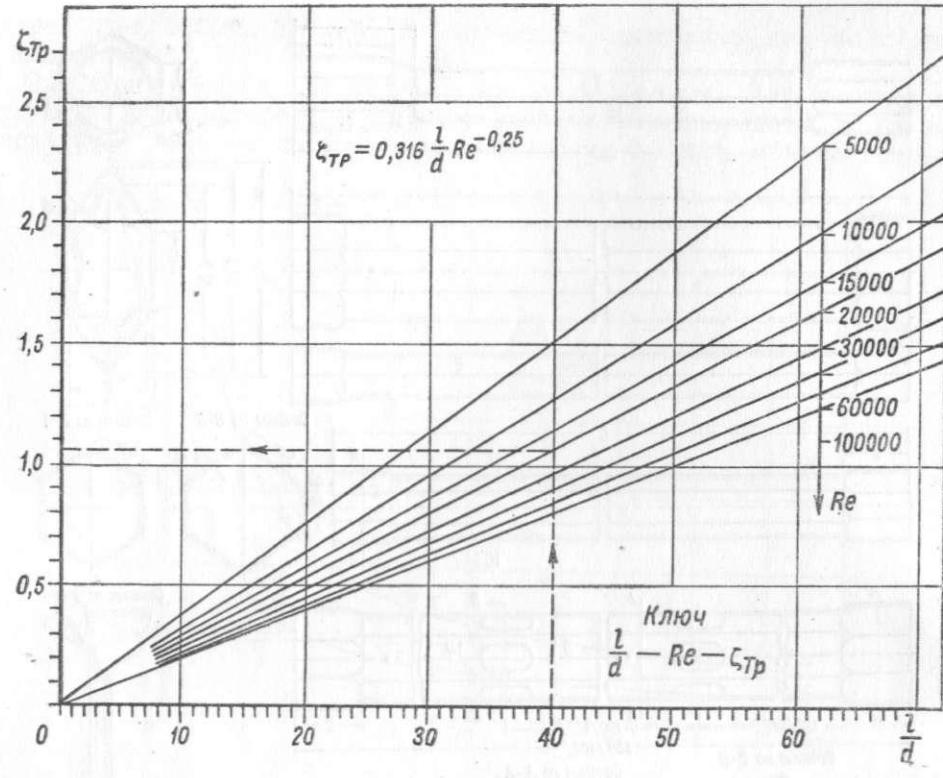
Фиг. 267.

Потеря напора в радиаторе при прохождении через него воздуха

Потеря напора  $\Delta p$  при прохождении воздуха через радиатор определяется по формуле:

$$\Delta p = \zeta \frac{\rho}{2} V^2,$$

где коэффициент потерь  $\zeta$  складывается из а) коэффициента потерь  $\zeta_{tr}$  на



Фиг. 268.

трение потока об охлаждающую поверхность радиатора и *b*) коэффициента потерь  $\zeta_m$  на входе и выходе радиатора, т. е.

$$\zeta = \zeta_{tp} + \zeta_m.$$

Коэффициент потерь в нагретых радиаторах больше, чем в ненагретых и выражается следующей формулой:

$$\zeta_0 = \zeta + \Delta\zeta,$$

где  $\Delta\zeta$  — приращение коэффициента потерь вследствие нагревания радиатора.

**Сотовые радиаторы.** Коэффициент потерь на трение может быть определен по формуле Блазиуса (см. номограмму фиг. 268):

$$\zeta_{tp} = 0,316 \frac{l}{d} Re^{-0.25}$$

Коэффициент местных потерь  $\zeta_m$  можно определить по диаграмме (фиг. 269)<sup>29</sup>. Приращение коэффициента потерь сотовых радиаторов вследствие нагревания выражается формулой:

$$\Delta\zeta = \theta \left( 3 + 4f^2 - 4f + \frac{\zeta_{tp}}{2} \right),$$

где  $\theta$  — отношение разности абсолютных температур выходящего и входящего в радиатор воздуха к абсолютной температуре входящего воздуха и  $f$  — отношение живого сечения радиатора к его фронтовой поверхности.

**Пластинчатые и трубчатые радиаторы.** При температуре наружного воздуха в 15°C и средней температуре воды в радиаторе 80°C общий коэффициент потерь, с учетом средней величины приращения этого коэффициента вследствие нагревания в обычных условиях эксплуатации, и безразмерных критериях выражается следующей эмпирической зависимостью в интервале  $10000 \leq Re \leq 30000$ :

$$\zeta = a Re^{-n},$$

где  $a$  и  $n$  — величины, зависящие от типа радиатора и его относительной глубины. В таблице XXX приведены значения  $a$  и  $n$  для некоторых пластинчатых и трубчатых радиаторов<sup>29</sup>.

Таблица XXX

Тип радиатора	$\frac{l}{d}$	$f$	$a$	$n$	$\zeta$ при $Re$ , равном		
					10 000	20 000	30 000
Пластинчатый . . . . .	30,5	0,701	89,5	0,4	2,25	1,68	1,44
" . . . . .	57,1	0,655	13,8	0,36	5,0	3,88	3,24
" . . . . .	37,1	0,756	11,6	0,163	2,58	2,3	2,16
Трубчатый с пластинками . . . . .	12	0,758	13,9	0,25	1,39	1,16	1,06
Трубчатый; овальные трубы (коридорное расположение) . . . . .	5,5	0,776	3,69	0,183	0,684	0,600	0,559
Трубчатый; овальные трубы (коридорное расположение) . . . . .	11	0,776	4,06	0,148	1,04	0,935	0,861
Трубчатый; овальные трубы (коридорное расположение) . . . . .	16,5	0,776	7,45	0,168	1,59	1,4	1,32
Трубчатый; овальные трубы (шахматное расположение) . . . . .	11,3	0,885	0,078	0,356	2,06	2,68	2,99

**Скорость протекания воздуха через радиатор.** Для определения скорости протекания воздуха через радиатор пользуются формулой:

$$V = V_{o6} \sqrt{\frac{\phi}{\left(\frac{F}{F_a}\right)^2 + \zeta}},$$

где  $\zeta'$  — общий коэффициент потерь, отнесенный к скоростному напору перед радиатором. Для открытого подвесного радиатора вышеприведенная формула преобразуется в следующую:

$$V_p = V_{o6} \sqrt{\frac{1}{f^2 + \zeta}},$$

где  $V_{o6}$  — скорость потока с учетом обдувки винта,  $\phi$  — коэффициент располагаемого напора внешнего потока с учетом влияния винта,  $F_a$  — площадь выходного сечения из тоннеля радиатора; при отсутствии тоннеля  $F=F_a$ .

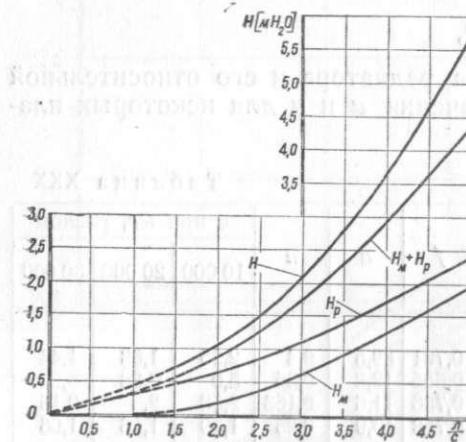
#### Гидравлическое сопротивление системы охлаждения

В системе охлаждения двигателя весь напор, развиваемый насосом, идет на преодоление гидравлического сопротивления системы охлаждения. Общее сопротивление системы составляет в среднем 0,3—0,6 ат и слагается из сопротивления трубопроводов, рубашек цилиндров и радиатора. Коэффициент потери напора  $\Delta H_e$  в прямых трубах принимается равным:

$$\zeta = 0,004 - 0,010.$$

Сопротивление в местах входа и выхода воды, а также в коленах, можно приблизительно считать равным сопротивлению прямой трубы в 10—20 диаметров. Общее сопротивление трубопроводов составляет 0,75—1,25 м  $H_2O$ .

что составляет в среднем 15—25% от полного сопротивления системы. Потеря напора в рубашках цилиндров в среднем составляет 1,25—1,5 м Н<sub>2</sub>O (25—30% от полного гидравлического сопротивления сети). Наибольшая часть (40—50%) гидравлического сопротивления системы охлаждения падает на радиатор. Потеря напора в радиаторе, как показывают опытные данные, составляет от 2 до 2,5 м Н<sub>2</sub>O. Примерное распределение сопротивлений в системе охлаждения авиационного мотора приведено на фиг. 270.



Фиг. 270. Распределение сопротивлений в системе охлаждения двигателя М5—400 л. с.  $H$  — напор, развиваемый помпой при включении всей системы водяного охлаждения мотора с радиатором и добавочного сопротивления воломера и соединительного трубопровода.  $H_m$  — сопротивление мотора,  $H_p$  — сопротивление радиатора.

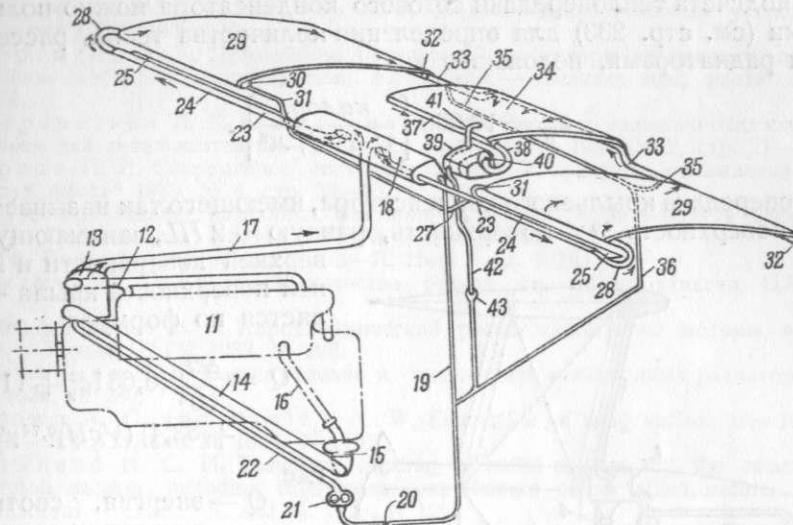
Престон представляет собой этиленгликоль с 3-процентным содержанием воды. Температура кипения престона около 169°C и замерзания — 18—45°C. Коэффициент теплопередачи радиатора между этиленгликолем и воздухом на 8—10% меньше, чем в случае охлаждения водой. При охлаждении этиленгликолем и престоном поверхность охлаждения радиаторов уменьшается до 70% от поверхности охлаждения водяного радиатора, а емкость системы до 33%. К недостаткам охлаждения моторов этиленгликолем и престоном можно отнести: падение, хотя и незначительное, мощности мотора, отслаивание и разъединение резиновых шлангов, низкую температуру воспламенения, увеличение теплоотдачи в масло (что приводит к увеличению масляного радиатора).

### Системы водяного охлаждения с парообразованием

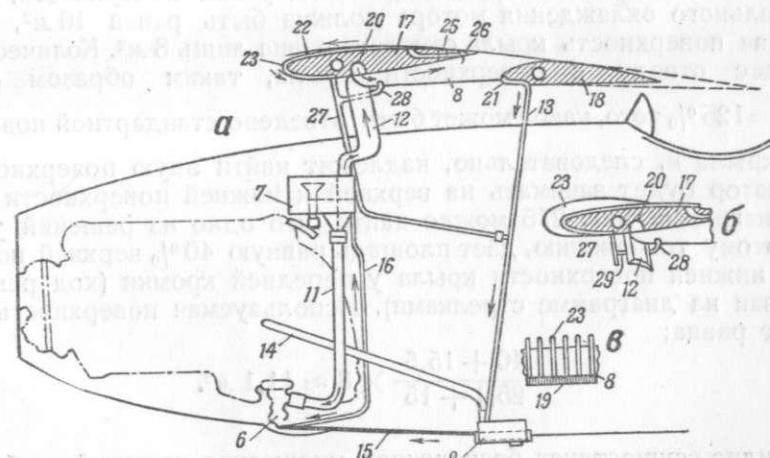
В настоящее время применяются две системы охлаждения с парообразованием: *a)* система с полным парообразованием в рубашках мотора и *b)* система охлаждения с неполным парообразованием в рубашках. Эти системы характеризуются наличием двух замкнутых контуров циркуляции: водяного и пароконденсатного (фиг. 271). Водяной контур состоит из водяной помпы, мотора и сепаратора, куда поступает пароводяная смесь из рубашек цилиндра. Сепаратор одновременно является элементом пароконденсатного контура, так как отделившийся в сепараторе от воды пар направляется в конденсатор, где отдает скрытую теплоту парообразования, превращаясь в конденсат. Конденсат подается специальной конденсатной помпой обратно в сепаратор. На фиг. 272, 273, 274 приведены схемы охлаждения с полным парообразованием.



Фиг. 271.



Фиг. 272. Схема охлаждения фирмы Фэйри. Вода и пар поступают из рубашек цилиндров (11) в центробежный сепаратор (13), расположенный спереди мотора. Отсюда вода с температурой 100°C по толстой трубе (14) сливается к водяной помпе мотора (15). Пар из сепаратора по трубке (17) поступает в приемный сборник (18) конденсаторов. Из сборника пар распределяется в два крыльевых конденсатора (29), пройдя предварительно по двум коллекторам (24) и конденсатору (25) в передней кромке крыла. Конденсат из всех конденсаторов сливается в бак (20), откуда помпой (21) подается обратно в сепаратор. Из конденсаторов (29) пар поступает в верхний конденсатор (34), расположенный над фюзеляжем. Конденсатор (34) через бак (39) соединен воздушным дренажем с атмосферой.



Фиг. 273. Схема охлаждения фирмы Глостер. Смесь пара и воды поступает в бак — сепаратор (7), откуда вода сливается по толстой (во избежание закипания воды в помпе) трубе (11) в помпе (6) мотора, а пар, пройдя ряд дырчатых перегородок для сепарации воды, через трубу (12) поступает в сборник (20) и конденсатор (8), расположенный в обтекаемой щели, между крыльевыми отсеками (17) и (18). Конденсат, собирающийся в коллекторах (21), сливается через трубку (13) в бак (9), имеющий дренаж (14). Из бака помпой (15) и (16) конденсат подается обратно в сепаратор (7).

Для подсчета теплопередачи сотового конденсатора можно пользоваться формулами (см. стр. 233) для определения количества тепла, рассеиваемого сотовыми радиаторами, положив в них:

$$a_w = 10000 \left[ \frac{\text{калор.}}{u; 1^\circ\text{C}; m^2} \right].$$

Теплопередача крыльевого конденсатора, имеющего так называемую стандартную поверхность<sup>30</sup> — поверхность, равную  $0,2 PL$ , занимающую  $25,1\%$  верхней поверхности и  $15\%$  нижней поверхности крыла — определяется по формуле:

$$Q = \frac{\Delta t L}{10^4} (0,631 c_y^2 + 11,6 c_y + 33,4) (VcP)^{0,74} \mu^{0,26},$$

где

$Q$  — энергия, соответствующая теплу, рассеиваемому радиатором в л. с./ч;  
 $L$  — длина радиатора по размаху в м;  
 $P$  — периметр профиля в м;  
 $c$  — толщина профиля в м;

Определение теплопередачи крыльевого конденсатора, имеющего нестандартную поверхность, производится по кривым фиг. 275, построенным по опытным данным. Одна кривая относится к значению  $c_y = 0,25$ , другая —  $c_y = 0,64$ .

Фиг. 274. Схема охлаждения, получившая название „современной британской“. 1 — сепаратор, 2 — помпа, 3 — возврат конденсата, 4 — сток конденсата из крыльевых конденсаторов в выдвижной сотовый конденсатор, 5 — гибкое соединение, 6 — дренаж-воздушник, 7 — выдвижной конденсатор.

Пример пользования графиком. Пусть найдено, что для  $c_y = 0,64$  (подъем), стандартная поверхность, требуемая для нормального охлаждения мотора должна быть равна  $10 \text{ м}^2$ , тогда как стандартная поверхность крыла самолета равна лишь  $8 \text{ м}^2$ . Количество тепла, подлежащее отводу с поверхности крыла, таким образом составляет  $\frac{10}{8} \times 100 = 125\%$  того, какое может быть отведено стандартной поверхностью

данного крыла и, следовательно, надлежит найти иную поверхность, которую радиатор будет занимать на верхней и нижней поверхности крыла.

По диаграмме фиг. 275 можно найти, что одно из решений, удовлетворяющих этому требованию, дает площадь равную  $40\%$  верхней поверхности и  $15,5\%$  нижней поверхности крыла у передней кромки (ход решения примера указан на диаграмме стрелками). Используемая поверхность охлаждения будет равна:

$$\frac{40 + 15,5}{25,1 + 15} \times 8 \approx 11,1 \text{ м}^2.$$

Очевидно, существует бесконечное множество решений, выбор из которых должен основываться на конструктивных соображениях.

### Охлаждение масла

Самыми распространенными типами авиационных масляных радиаторов являются радиаторы водяного и воздушного охлаждения. У первых масло охлаждается водой из водяного радиатора. Вода после циркуляции в масляном радиаторе снова вводится в водяную систему мотора. При этом способе

21. Кирпичев М. В. и Михеев М. А. Моделирование тепловых устройств. — М. Изд. Акад. наук СССР. 1936.
22. Мартынов А. К. Применение обтекателей на моторы воздушного охлаждения для уменьшения лобового сопротивления фюзеляжей. — „Техника возд. флота“ 1932, № 4, стр. 337—350.
23. Шереметьев Л. Г. и Фельдман В. И. Системы водяного охлаждения с парообразованием для авиадвигателей. — „Техника возд. флота“ 1936, № 2, стр. 27—44.
24. Орлов П. И. Современное состояние теории и практики охлаждения масла. — „Техника возд. флота“ 1935, № 4, стр. 34—63.
25. Шамс ор. Влияние различных факторов на отдачу тепла в воду и масла в авиадвигателях. — „Техника возд. флота“ 1935 № 4, стр. 88—96.
26. Тен Баш. Теплопередача. — М.—Л. Нефт. изд. 1930.
27. Лыткин С. Г. Критерий качества радиаторов. — Техн. заметки ЦАГИ. 1935, № 53.
28. Николаенко В. Г. Аэродинамический расчет капотов на моторы воздушного охлаждения. — Труды ЦАГИ 1937, № 298.
29. Марьинов Н. Б. Сопротивление и теплоотдача авиационных радиаторов. — Труды ЦАГИ. 1936, № 280.
30. Brown A. C. and Morley A. W. Estimation of wing surface area for evaporative cooling. — A.R.C., and M. 1932, N 1481.
31. Townend H. C. H. Reduction of drag of radial engines by the attachment of rings of aerofoil section, including interference experiments of an allied nature, with some further applications. — „ARC“ R. and M. 1929, N 1267.
32. Weick F. Drag and cooling with various forms of cowlings for a „Whirlwind“ radial aircraft engine. — NACA Rep. 1929, N 213 and N 314.
33. Schoemaker J. M., Rhines T. B. and Sargent H. H. The cooling of radial engines. — „Aircraft engineering“ 1935, v. VII, N 81, p. 283—289.
34. Beisel R. B. Macclain A. L. and Thomas F. M. The cowling and cooling of radial air cooled aircraft engines. — „RAS“ 1934, v. XXXVIII, N 283, p. 613—650.
35. Wood D. H. and Kemper C. NACA study radial air cooled engine cowling and cooling. — „SAE“ 1935, v. XXXVII, N 6 p. 441—448.
36. Cowling and cooling, „Flight“ 1936, v. XXIX, N 1425, p. 400a—c; N 1427, p. 454—459.
37. North G. D. Engine cowling with speciae reference to the air cooled engine. — „RAS“ 1934, v. XXXVIII, N 283, p. 566—612.
38. Capon R. S. The cowling of cooling systems. — „ARC“ R. and M. 1936, N 1702.
39. Власов. Теплопередача в трубах и гидродинамическая модель турбулентного потока. — Труды ЦАГИ 1935, № 283.

и лобового сопротивления  $A$ . Массой  $M$  поглощается кинетическая энергия, выделяемая в результате сгорания топлива, а также из-за изменения массы самолета из-за отхода газов.

Для определения величины  $A$  можно воспользоваться формулой

или же ввести в формулу коэффициент  $\alpha$ , равный

коэффициенту трения воздуха о поверхность самолета при движении вперед.

При этом величина  $A$  определяется выражением

или же в виде

тогда

или же в виде

## АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ САМОЛЕТА

Все аэродинамические расчеты самолета должны проводиться в единицах измерения, указанных в таблице.

Все расчеты должны проводиться в единицах измерения, указанных в таблице.

Все расчеты должны проводиться в единицах измерения, указанных в таблице.

Все расчеты должны проводиться в единицах измерения, указанных в таблице.

Все расчеты должны проводиться в единицах измерения, указанных в таблице.

Все расчеты должны проводиться в единицах измерения, указанных в таблице.

Все расчеты должны проводиться в единицах измерения, указанных в таблице.

Все расчеты должны проводиться в единицах измерения, указанных в таблице.

Все расчеты должны проводиться в единицах измерения, указанных в таблице.

Все расчеты должны проводиться в единицах измерения, указанных в таблице.

Все расчеты должны проводиться в единицах измерения, указанных в таблице.

Все расчеты должны проводиться в единицах измерения, указанных в таблице.

Все расчеты должны проводиться в единицах измерения, указанных в таблице.

Все расчеты должны проводиться в единицах измерения, указанных в таблице.

Все расчеты должны проводиться в единицах измерения, указанных в таблице.

Все расчеты должны проводиться в единицах измерения, указанных в таблице.

Все расчеты должны проводиться в единицах измерения, указанных в таблице.

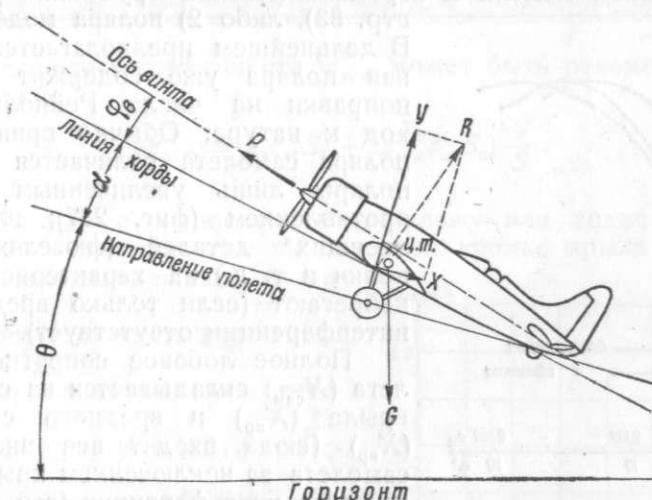
Все расчеты должны проводиться в единицах измерения, указанных в таблице.

$$\sqrt{w_p} = ? \quad \mu = ? \quad \angle = ?$$

$$V_{ver} = ? \quad t_n = ?$$

В СССР под аэродинамическим расчетом самолета понимается определение горизонтальной скорости, вертикальной скорости, предельной высоты полета, времени подъема на высоту и дальности полета.

Самолет считают симметричным, а его движение установившимся по прямой в вертикальной плоскости, проходящей через ось симметрии, и представляют условия равновесия самолета следующим образом (фиг. 286):



Фиг. 286.

$$\begin{aligned}\sum X &= X + G \sin \theta - P \cos(\alpha + \varphi_B) = 0, \\ \sum Y &= Y - G \cos \theta + P \sin(\alpha + \varphi_B) = 0, \\ \sum M &= 0.\end{aligned}$$

Условие  $\sum M = 0$  считается в аэродинамическом расчете выполненным. Решив уравнения, можно найти потребную скорость самолета:

$$V_n = \sqrt{\frac{G \cos \theta}{\frac{\rho}{2} Sc_y} \frac{1 - \tan \theta \tan(\alpha + \varphi_B)}{1 + \frac{c_x}{c_y} \tan(\alpha + \varphi_B)}}$$

и потребную тягу самолета:

$$P_n = \frac{X + G \sin \theta}{\cos(\alpha + \varphi_B)}.$$

Лобовое сопротивление самолета  $X$  подсчитывается по формуле:

$$X = q_n Sc_x,$$

где

$$q_n = \frac{G \cos \theta}{Sc_y} \frac{1 - \tan \theta \tan(\alpha + \varphi_B)}{1 + \frac{c_x}{c_y} \tan(\alpha + \varphi_B)}.$$

Таблица XXXVI

## Сводка лобовых сопротивлений

Наименование деталей	Количество	Мидель $[m^2]$	Общий мидель $S_m [m^2]$	$c_x$	$c_x S_m$
Фюзеляж . . . . .	1	2,0	2,0	0,2	0,4
Мотоустановка . . . . .	2	1,6	3,2	0,3	0,96
$\Sigma c_x S_m =$					

Для определения летных характеристик пользуются преимущественно графоаналитическими методами расчета. К числу таких методов относятся

- 1) метод тяг (стр. 276);
- 2) метод мощностей <sup>34</sup> (стр. 279);
- 3) логарифмический <sup>35</sup> (стр. 281);
- 4) метод оборотов <sup>36</sup> (284).

Кроме перечисленных методов существует ряд обобщенных методов расчета, начинаяющих находить себе применение (методы Шренка, Освальда, Глассса, Кларксона и т. п.).

## ПОСТРОЕНИЕ ПОЛЯРЫ САМОЛЕТА

Аэродинамический расчет начинается с построения поляры самолета. Исходными данными служат: либо 1) поляра крыла или коробки крыльев, полученная испытанием модели в аэродинамической трубе или расчетом (см. стр. 83), либо 2) поляра модели самолета.

В дальнейшем предполагается, что исходная поляра уже содержит необходимые поправки на число Рейнольдса и переход к натуре. Обычно принимается, что поляра самолета отличается от исходной поляры лишь увеличенным лобовым сопротивлением (фиг. 287); влиянием "несущих" деталей (фюзеляж, мотоустановки и т. д.) на характеристики  $c_y$  пре-небрегают (если только вредное влияние интерференции отсутствует).

Полное лобовое сопротивление самолета ( $X_{\text{сам}}$ ) складывается из сопротивления крыла ( $X_{\text{кр}}$ ) и вредного сопротивления ( $X_{\text{вр}}$ ) (сюда входят все внешние части самолета за исключением крыла), с учетом эффекта интерференции (стр. 295).

Определение  $X_{\text{вр}}$  производится обычно для малых углов атаки ( $c_y \approx 0,20$ ); увеличение  $X_{\text{вр}}$  с углами атаки может быть учтено дополнительно введением фиктивного индуктивного сопротивления ( $\Delta X_{\text{иФ}}$ ).

$$X_{\text{сам}} = X_{\text{кр}} + X_{\text{вр}} + \Delta X_{\text{иФ}}$$

$$c_x \text{сам} qS = c_x \text{кр} qS + k \sum c_x S_m q + \Delta c_{xi} \Phi qS,$$

или

$$c_x \text{сам} = c_x \text{кр} + k \frac{\sum c_x S_m}{S} + \Delta c_{xi} \Phi,$$

или

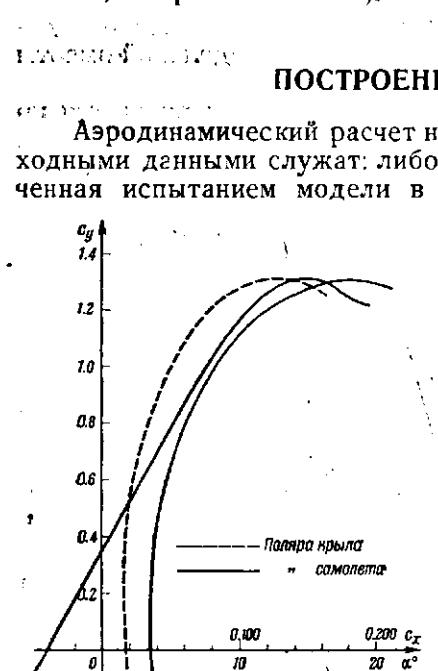
$$c_x \text{сам} = c_x \text{кр} + c_x \text{вр} + \Delta c_{xi} \Phi.$$

Для определения величины  $\sum c_x S_m$  составляется "сводка лобовых сопротивлений", форма которой дана в табл. XXXVI.

Площади миделевых сечений деталей определяются по общему виду самолета.

Значение коэффициентов  $c_x$  см. стр. 307.

Коэффициент  $k$ , учитывающий интерференцию, тем больше, чем аэродинамически совершеннее самолет; для самолетов хорошо обтекаемой формы можно пользоваться значением  $k \approx 1,10 - 1,15$  и для других самолетов  $k \approx 1,00 - 1,10$ .



Фиг. 287.

Для определения коэффициента  $\Delta c_{xi} \Phi$  может быть рекомендовано следующее выражение:

$$\Delta c_{xi} \Phi = (\xi_1 c_{xi} S_1 + \xi_2 \sum c_{xi} S_2) \frac{c_y^2}{S}.$$

Здесь  $\xi_1$ ,  $c_{xi}$ ,  $S_1$  относятся к фюзеляжу или лодке с поплавками, а  $\xi_2$ ,  $c_{xi}$ ,  $S_2$  — к мотоустановкам на передней кромке крыла (считается, что остальные детали мало влияют на изменение  $X_{\text{вр}}$ ).

Ниже даются ориентировочные значения  $\xi_1$  и  $\xi_2$ :

Фюзеляж эллиптического сечения  $\xi_1 \approx 0 - 1$ .

Фюзеляж прямоугольного сечения  $\xi_1 \approx 2 - 3$ .

Лодка с поплавками  $\xi_1 \approx 4 - 5$ .

Мотоустановки на передней кромке крыла  $\xi_2 \approx 5 - 6$ .

В среднем, величина  $\Delta X_{\text{иФ}}$  составляет 15—20% индуктивного сопротивления крыла.

Если исходными данными служит продувка модели, то поляра самолета строится по формуле:

$$c_x \text{сам} = c_x \text{мод} + \Delta c_{xi} \Phi.$$

Здесь

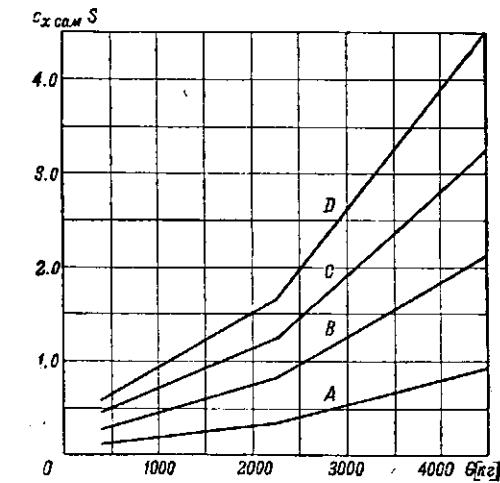
$$\Delta c_{xi} \Phi = (c_x \text{сам} - c_x \text{мод}) \text{ при } c_y = 0,20$$

Величина  $c_x \text{сам}$  подсчитывается при  $c_y = 0,20$

по формуле:

$$\frac{c_x \text{сам}}{\text{при } c_y = 0,20} = \frac{0,20^2}{\pi A} + c_{xp} + k \frac{\sum c_x S_m}{S}.$$

Сумма  $\sum c_x S_m$  определяется по сводке лобовых сопротивлений для всех деталей самолета, за исключением крыла. Величина  $c_{xp}$  определяется по средней относительной толщине крыла; при этом пользуются испытанием серии подходящих профилей.



Фиг. 288. А — свободнонесущий моноплан с убирающимся шасси, с обтекаемым фюзеляжем, с мотоустановкой, вакрытой капотом хорошо обтекаемой формы; внешних рисчалок нет. В — свободнонесущий моноплан с обтекаемым фюзеляжем, с мотоустановкой в капоте или кольце, с колесами в обтекателе, биллан или расчлененный моноплан с убирающимся шасси, с обтекаемым фюзеляжем, с мотоустановкой в капоте или кольце. С — биллан или расчлененный моноплан с фюзеляжем средней обтекаемости, с колесами в обтекателе. D — самолеты низкого качества.

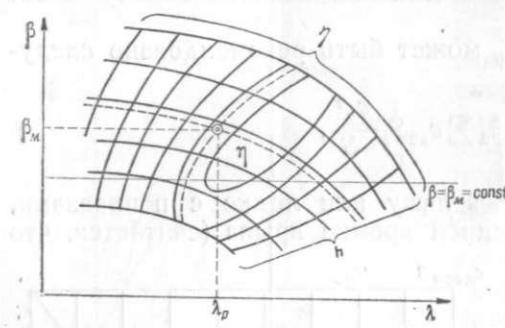
Значение  $\Delta c_{x_p}$  принимается постоянным по углам атаки.

С целью получения более правильных результатов, следует сделать проверку полученных значений  $c_{x_{\text{сам}}}$ ; лучшим способом такой проверки является анализ летных данных близких по схеме самолетов. Для этой же цели можно пользоваться фиг. 288, где приводятся ориентировочные значения  $c_x S$  в функции веса в зависимости от аэродинамического совершенства<sup>52</sup>. Кроме того на стр. 336 приведены коэффициенты сопротивлений самолетов, полученные из летных данных.

### ПОДБОР ВИНТА И ПОСТРОЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИНТОМОТОРНОЙ ГРУППЫ

Задача подбора винта из семейства однотипных винтов (характеристики семейств винтов см. стр. 179) заключается в определении диаметра и шага винта, отвечающих расчетной точке, т. е. в установлении таких диаметра и шага, чтобы винт, снимая с мотора при заданном числе оборотов заданную мощность на заданной (расчетной) скорости и высоте полета, давал бы наибольшую тягу.

Если расчетная точка  $(N, n, V)$  задана, подбор винта может быть произведен одним из следующих способов:



Фиг. 289.

Задаваясь несколькими  $D$ , вычисляют:

$$\lambda = \frac{V}{n_c D} \quad \text{и} \quad \beta_m = \frac{75N}{\rho n_c^3 D^5};$$

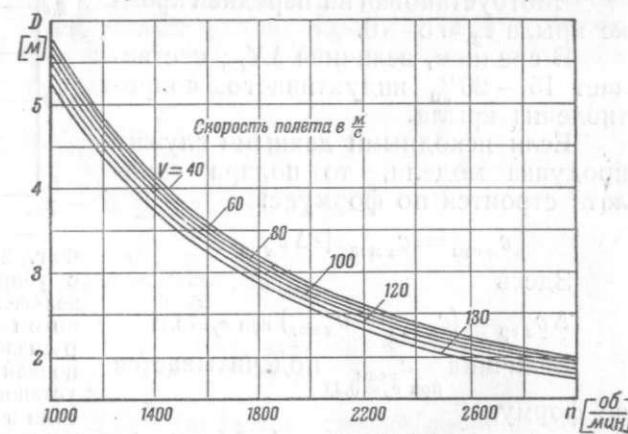
на диаграмме семейства винтов в координатах  $\lambda$  и  $\beta$  (фиг. 289). Останавливаются на том винте, для которого получается наибольший к.п.д., если диаметр винта не превышает конструктивно допустимых пределов. Помимо конструктивных условий, диаметр ограничивают потерями из-за больших скоростей концов лопастей винта (влияние больших чисел Бэрсту —  $Ba$ ). Предельные  $D$  из условий критического  $Ba$  даны<sup>1</sup> на фиг. 290; в случае, если диаметр почему-либо (например, из условий взлета) получается большим, чем по фиг. 290, при определении  $\eta$  следует ввести поправки на влияние  $Ba$ .

Поправочный множитель к к.п.д. можно подсчитать по формуле:

$$k_\eta = 1 - (0,715 - 0,00635\varphi^\circ) \times \\ \times (Ba - 0,865 + 0,0134\alpha^\circ),$$

где  $\varphi$  — угол установки лопасти, а  $\alpha$  — условный угол атаки лопасти, определяемый с помощью диаграммы фиг. 291. Если по формуле  $k_\eta$  получается больше единицы, следует взять  $k_\eta = 1$ . Формула и график фиг. 291 получены для семейства винтов ЗСМВ-2; за отсутствием необходимых данных, этим графиком можно пользоваться и для других семейств.

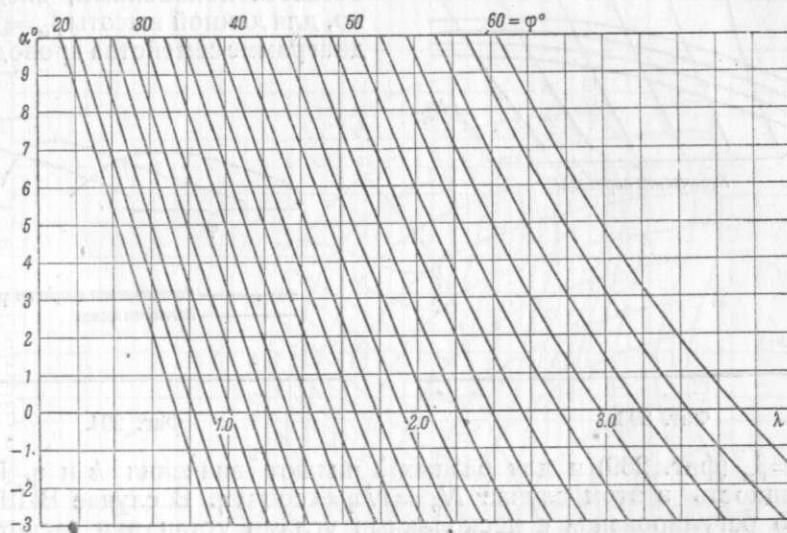
Располагаемая мощность в зависимости от скорости и высоты полета после выбора винта в этом способе получается для винта фиксированного



Фиг. 290.

шага (ВФШ) следующим образом: характеристику мотора, данную в координатах  $(N, n)$  для каждой высоты перестраивают предварительно (фиг. 292) в координаты  $(\beta_m, n)$  по формуле:

$$\beta_m = \frac{75N}{\rho n_c^3 D^5}.$$



Фиг. 291.

Задаются рядом значений  $\lambda$  и, зная шаг винта, по графику семейства снимают соответствующие  $\beta$  и  $\eta$  и по фиг. 292 находят  $n$  и  $N$ ; вычисляют  $V = \eta n_c D$  и располагаемую мощность  $N_p = N \eta$ . Такой расчет проделывают для нескольких высот. Иногда метод несколько видоизменяют, не перестраивая характеристику мотора в координаты  $(\beta_m, n)$ ; в этом случае, сняв значения  $\beta$  и  $\eta$  для ряда  $\lambda$ , на характеристике мотора  $(N, n)$  строят кубические параболы (фиг. 293):

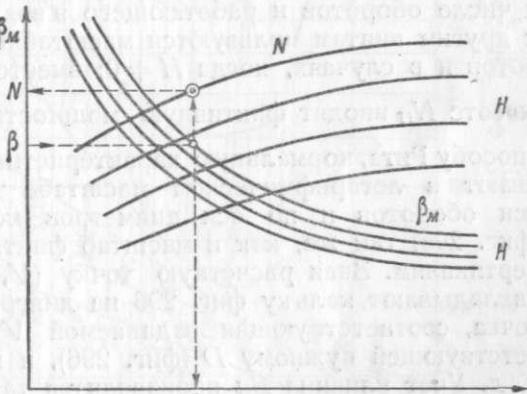
$$N = \frac{1}{75} \rho \beta n^3 D^5 \frac{1}{60^3}.$$

Значения  $N$  и  $n$  определяются в пересечении кубических парабол для некоторой высоты с кривой  $N = f(n)$  мотора для той же высоты; дальнейший расчет остается прежним.

Для определения расположенной мощности при  $H \neq 0$  удобно вместо кривых действительной мощности мотора пользоваться

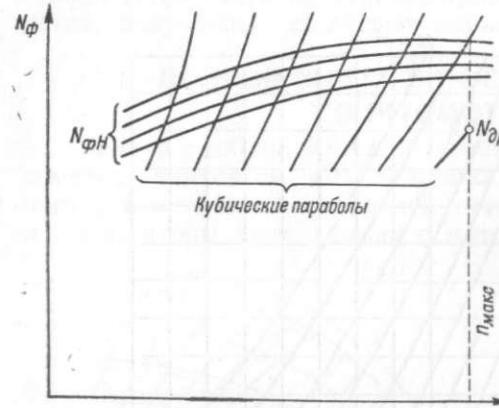
кривыми фиктивной мощности  $N_\Phi = \frac{N}{\Delta}$ ; в этом случае кубические параболы остаются теми же, что и для  $H = 0$ .

По точкам пересечения кубических парабол с кривыми фиктивной мощности мотора определяются  $n$  для различных  $\lambda$ , а по характеристике мотора — мощность. Мощность с неполным дросселем по этому способу получают,

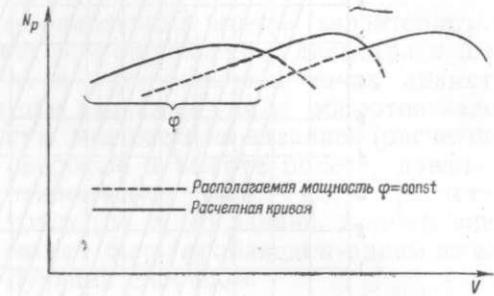


Фиг. 292.

снимая по кубической параболе мощность при  $n = n_{\max}$  (фиг. 293) и умножая ее на  $\Delta$ . При пользовании кривыми  $\beta_m$ , мощность с неполным дросселем находят, изменения мощность, снятую с характеристики мотора для  $\beta n_{\max}$  в отношении  $\beta/\beta_m$ , где  $\beta_m$  берется для  $n_{\max}$ . В случае винта изменяющегося в полете шага (ВИШ) - автомата расчет располагаемых мощностей сводится к ряду подборов винта заданного диаметра. Число оборотов в этом случае при всех скоростях остается неизменным; следовательно, для данной высоты  $\beta_m = \text{const}$ . На диаграмме семейства проводят линию



Фиг. 293.



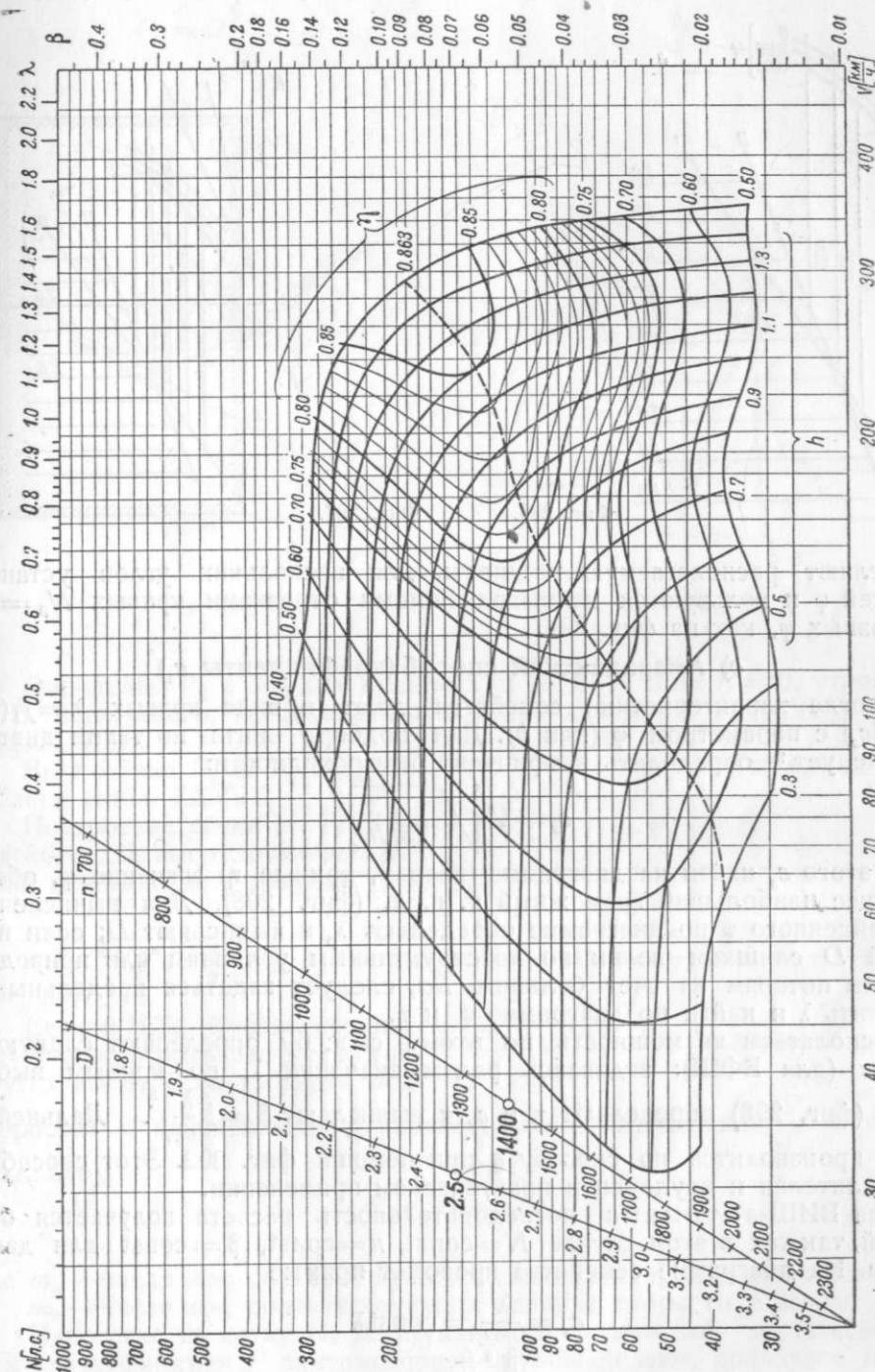
Фиг. 294.

$= \text{const} = \beta_m$  (фиг. 289) и для разных  $\lambda$  читают значения  $h$  и  $\eta$ . Располагаемая мощность в этом случае  $N_p = N\eta = \text{const} \cdot \eta$ . В случае ВИШ принудительного регулирования с несколькими углами установки расчет следует производить, как для ВФШ для этих углов установки и затем из получившейся серии кривых  $N_p = f(V)$  выбрать отрезки наивыгоднейших кривых (фиг. 294).

### b) Способ Рита

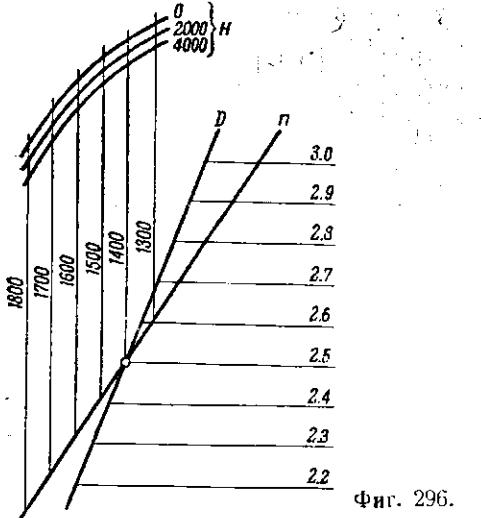
Применяется в тех случаях, когда характеристики семейства винтов даны в логарифмическом масштабе, с разметкой мощности, снимаемой винтом (в л. с.), и скорости (в км/ч) по осям координат (фиг. 295). Разметка эта производится для винта — прототипа, имеющего определенный диаметр и число оборотов и работающего в воздухе с плотностью  $\rho_0$ ; для перехода к другим винтам пользуются масштабными линиями диаметров и чисел оборотов и в случаях, когда  $H \neq 0$ ; вместо действительной мощности на этой высоте  $N_H$  вводят фиктивную мощность  $N_\phi = \frac{N_H}{\Delta}$ . При подборе винта по способу Рита, нормальную характеристику мотора предварительно перестривают в логарифмическом масштабе на кальке (фиг. 296); масштабы по оси оборотов и по оси диаметров копируются с диаграммы семейства (фиг. 295) так же, как и масштаб фиктивной мощности, откладываемой по вертикалям. Зная расчетную точку ( $V$ ,  $N$ ,  $n$ ) и задаваясь некоторыми  $D$ , накладывают кальку фиг. 296 на диаграмму семейства фиг. 295 так, чтобы точка, соответствующая задаваемой  $V$  (фиг. 295), совпала с точкой, соответствующей нужному  $D$  (фиг. 296), и на фиг. 295 читают шаг винта и к. д. Учет влияния  $B_a$  производится так же, как и в пункте а.

Располагаемые мощности по способу Рита определяют для ВФШ, шаг и диаметр которого известны, накладывая кальку точкой найденного  $D$  на диаграмму фиг. 295, последовательно на ряд точек  $V$ ; число оборотов и к. д. находят в пересечении кривой найденного шага (фиг. 295) с кривой мощности для заданной высоты (фиг. 296), как это показано на фиг. 297. Далее, по нормальной характеристике мотора находят для заданной  $H$  и найденного  $n$  — мощность  $N$  и вычисляют  $N_p = N\eta$ . При неполном дросселе мощность получают, измеряя в логарифмическом масштабе

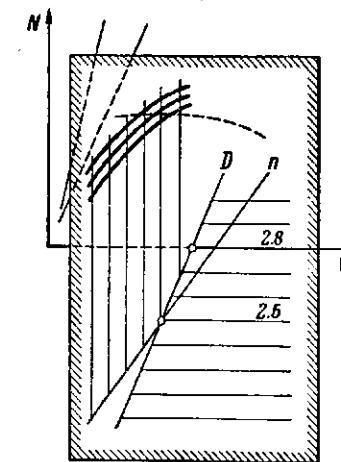


Фиг. 295. Характеристики английских двухлопастных винтов,

отрезок при  $n = n_{\max}$  от оси  $n$  до кривой данного шага по вертикали и умножая его величину на  $\Delta$ . Для ВИШ-автомата расчет производится при постоянном числе оборотов и сводится к ряду подборов шага винта определенного диаметра; в случае ВИШ принудительного регулирования



Фиг. 296.



Фиг. 297.

определяют располагаемую мощность для нескольких углов установки лопастей  $\varphi$  и пользуются наивыгоднейшими отрезками кривых  $N_p = f(V)$  для разных  $\varphi$ , как на фиг. 294.

### с) Американский способ (коэффициенты $c_s$ )

Иногда характеристики семейства дают в виде кривых  $\lambda = f_1(c_s)$  и  $\eta = f_2(c_s)$  с параметром  $\varphi$  (или  $h$ ). Для подбора винта по таким диаграммам следует<sup>34</sup> определить коэффициент быстроходности:

$$c_s = V \sqrt{\frac{\rho}{75Nn^2}}$$

и для этого  $c_s$  найти на диаграмме (вверху, кривые  $\eta$ ) значение  $\varphi$ , обеспечивающее наибольший возможный к. п. д. (фиг. 298). Для вычисленного  $c_s$  и найденного  $\varphi$  по диаграмме определяют  $\lambda_p$  и вычисляют  $D$ ; если полученный  $D$  слишком велик по конструктивным условиям или приводит к большим потерям за счет больших  $Ba$ , следует задаться предельным  $D$ , вычислить  $\lambda$  и найти по диаграмме  $\varphi$  и  $\eta$ .

Располагаемую мощность по этому способу определяют следующим образом (для ВФШ): задаваясь рядом значений  $\lambda$ , по кривым выбранного  $\varphi$  (фиг. 298) определяют  $\eta$  и  $c_s$  и вычисляют  $\beta = (\frac{\lambda}{c_s})^5$ . Дальнейший расчет производится по способу  $a$  при помощи фиг. 292. Этот способ для ВФШ длителен и неудобен в практическом применении.

Для ВИШ-автомата последовательность расчета получается более простой, так как в этом случае  $N = \text{const}$ ,  $n = \text{const}$ ,  $\beta = \text{const}$  для данной высоты. На диаграмме семейства проводят прямые

$$c_s = \frac{\lambda}{\beta^{\frac{1}{5}}} = \text{const} \lambda$$

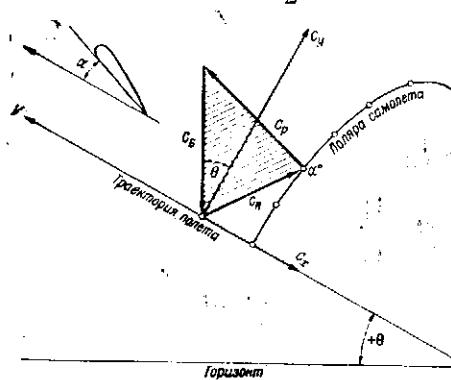
для каждой высоты и в точках пересечения этой прямой с кривыми  $\lambda$  диаграммы (фиг. 298) находят  $\varphi$ ,  $\lambda$  и  $c_s$ ; по кривым  $\eta$  для этих  $\varphi$  и  $c_s$  читают  $\eta$ . Скорость определяется по формуле:

$$V = \lambda n_c D = \lambda \text{const.}$$

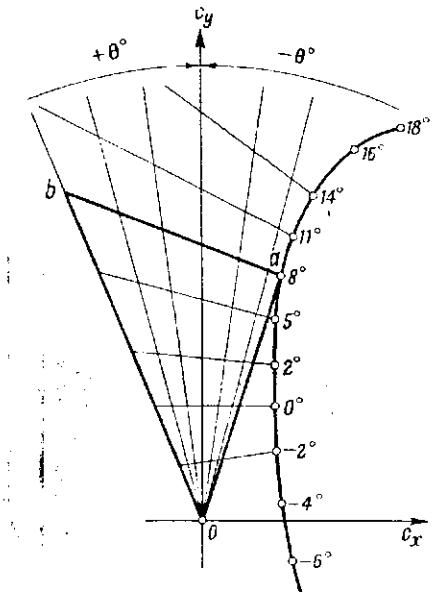
Замеряя величины векторов тяги и веса для заданных углов  $\alpha$  и  $\Theta$  (на диаграмме фиг. 315 они получаются в масштабе  $c_x$  и  $c_y$ ), определяют потребные для полета тягу  $P_n$  и скорость  $V_n$  по формулам:

$$P_n = G \frac{c_p}{c_G},$$

$$V_n = \sqrt{\frac{G}{\frac{\rho}{2} S c_G}}.$$



Фиг. 314.



Фиг. 315.

Определив  $P_n$  и  $V_n$  для заданных  $\alpha$  и  $\Theta$  и для  $H = 0$ , строят сетку Н. Е. Жуковского, представляющую собой диаграмму  $P_n = f(V_n)$  по углам  $\Theta$  (фиг. 316).

Вычисление  $P_n$  и  $V_n$  ведут в таблице (табл. XXXVII).

Построение сетки Н. Е. Жуковского для высот, отличных от нуля, основано на формулах:

$$V_H = V_0 \sqrt{\frac{1}{\Delta}}$$

и  $P_H = P_0$ .

Сеткой Н. Е. Жуковского для  $H = 0$  можно пользоваться и для других высот, если добавить оси скоростей с измененными в соответствии с отношением  $\frac{V_n}{V_0}$  масштабами (фиг. 316):

$$m_H = m_0 \sqrt{\Delta},$$

где  $m_n$  — число ми, соответствующих единице скорости для высоты  $H$ ,  $m_0$  — число ми, соответствующих единице скорости у земли.

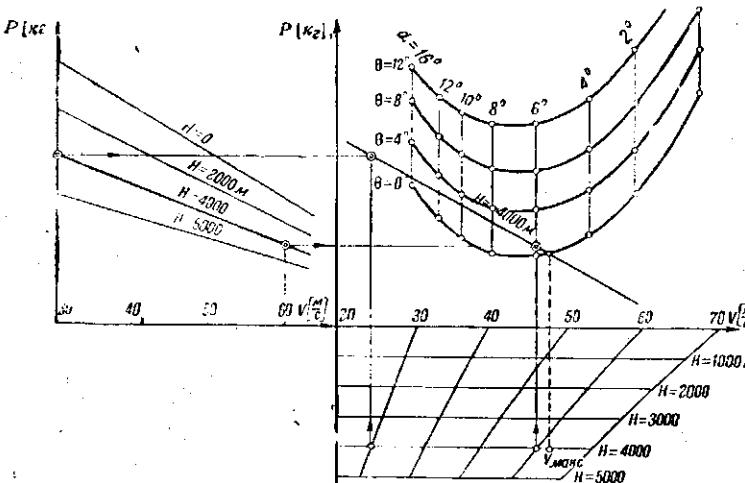
Нанесение на сетку Н. Е. Жуковского с высотным масштабом высотной характеристики  $P$  винтомоторной группы делают, пользуясь высотным масштабом (фиг. 316).

Максимальная горизонтальная скорость ( $V_{\max}$ ) определяется пересечением кривой располагаемых тяг с кривой сетки для  $\Theta = 0$ . Так как кривая потребных тяг пересекается с кривой располагаемых тяг в двух точках, то за  $V_{\max}$  принимают наибольшее значение скорости; наименьшая скорость называется

Таблица XXXVII

$\Theta$	$\alpha$	$-2^\circ$	$0^\circ$	
$-4^\circ$		$\frac{c_G}{V_n} \frac{c_p}{P_n}$		
$0^\circ$				

„минимальной горизонтальной скоростью с работающим винтом“ в отличие от  $V_{\min}$  для  $c_y$  макс, определяемой по формуле  $V_{\min} = \sqrt{\frac{G}{\rho \cdot S c_y \text{макс}}}$ . Связь  $V$  макс с  $H$  дается диаграммой  $V_{\max} = f(H)$  (фиг. 317).



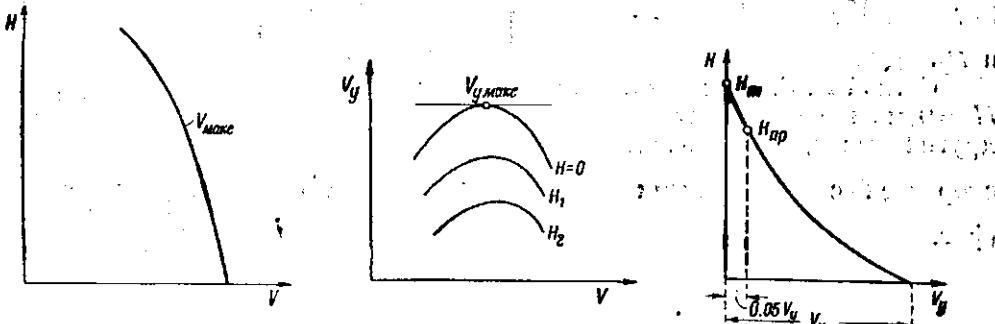
Фиг. 316.

Скорости  $V$  по траектории, составляющей углы  $\theta$  с горизонтом, определяются пересечением кривой распологаемых тяг с кривыми потребных тяг для этих  $\theta$ .

Вертикальная скорость  $V_y$  для данной высоты подсчитывается по формуле:

$$V_y = V \sin \theta.$$

Подсчитав  $V_y$  для нескольких  $\theta$ , строят диаграмму  $V_y = f(V)$  и определяют максимальную вертикальную скорость  $V_{y\max}$  (фиг. 318). Связь между  $V_{y\max}$  и  $H$  выражается диаграммой  $V_{y\max} = f(H)$ .



Фиг. 317.

Фиг. 318.

Фиг. 319.

Пересечение кривой  $V_{y\max} = f(H)$  с осью высот  $H$  определяет теоретический потолок  $H_t$  (фиг. 319).

Обычно отыскивают „практический“ потолок ( $H_{\text{пр}}$ ), за который принимают высоту, где  $V_{y\max}$  составляет 5% от  $V_{y\max}$  при полете у земли ( $H=0$ ) (фиг. 319). Теоретический потолок самолета также может быть определен и пересечением кривой  $\theta_{V_{y\max}} = \phi(H)$  с осью высот  $H$  (фиг. 320).

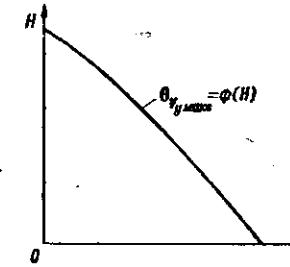
Между  $V_y$ ,  $dH$  и  $dt$  существует следующая зависимость:

$$dt = \frac{1}{V_y} dH.$$

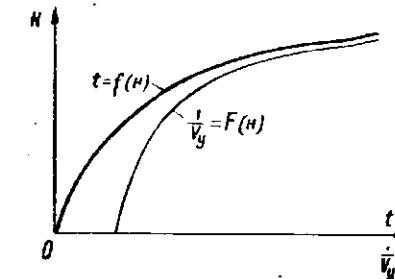
Время подъема на заданную высоту  $H$  будет:

$$t = \int_0^H \frac{1}{V_y} dH.$$

Интегрирование ведется графически.



Фиг. 320.



Фиг. 321.

Диаграмма зависимости  $t$  от  $H$  называется барограммой взлета (фиг. 321). Применение метода тяг целесообразно и необходимо в тех случаях, когда угол  $\theta$  больше  $15-20^\circ$ , или когда углы  $\alpha$  велики. Применение метода тяг связано с большим объемом вычислительной и чертежной работы; на малых углах  $\alpha$  метод тяг не имеет преимущества в точности расчета по сравнению с другими.

### МЕТОД МОЩНОСТЕЙ

Метод мощностей прост и нагляден за счет введения допущений, от которых он несколько теряет в своей точности. В методе мощностей сделаны следующие допущения <sup>34 38</sup>:

1)  $\cos \theta$  входящий в уравнения потребной мощности, потребной тяги и потребной скорости, принят равным единице;

2) Тяга винта принимается направленной по траектории полета, независимо от режима полета (от угла атаки  $\alpha$ ) и от угла установки винта  $\psi_v$ . Основными формулами в расчете по методу мощностей являются:

$$N_n = \frac{1}{75} \frac{c_x}{c_y} G V_n = \frac{1}{75} \frac{1}{k} G V_n,$$

$$V_n = \sqrt{\frac{G}{\frac{2}{3} c_y S}}.$$

Подсчитав по этим формулам  $V_n$  и  $N_n$  для всех расчетных углов атаки, строят диаграмму потребных мощностей (фиг. 322). Вычисления  $N_n$  и  $V_n$  ведут в таблице (табл. XXXVIII).

( $c_x$  и  $c_y$  берутся по поляре самолета).

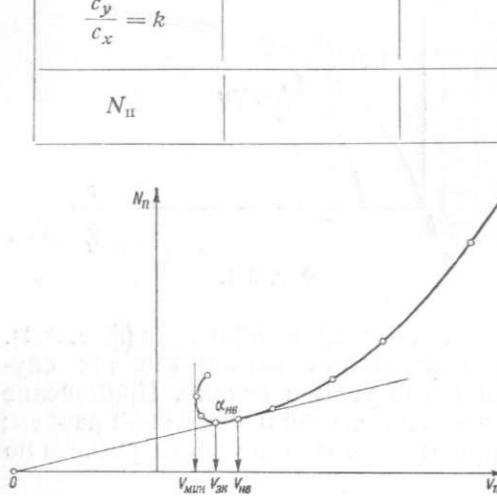
С помощью диаграммы потребных мощностей определяются следующие режимы полета (фиг. 322):

а) экономическая скорость  $V_{\text{ек}}$  (как скорость, при которой потребная мощность минимальна) и экономический угол атаки ( $\alpha_{\text{ек}}$ ),

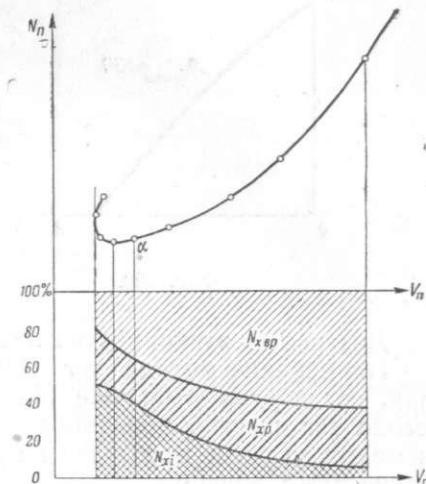
Таблица XXXVIII

$\alpha^\circ$		
$c_y$		
$c_x$		
$V_{\text{н}}$		
$\frac{c_y}{c_x} = k$		
$N_{\text{н}}$		

б) наивыгоднейшая скорость  $V_{\text{нв}}$  (как скорость, при которой потребная тяга минимальна, или качество самолета наибольшее) и наивыгоднейший угол атаки ( $\alpha_{\text{нв}}$ ),  
 в) минимальная скорость  $V_{\text{мин}}$ , отвечающая  $c_y \text{макс}$ .  
 Потребную мощность ( $N_{\text{н}}$ ) горизонтального полета можно представить как сумму мощностей, идущих на преодоление:

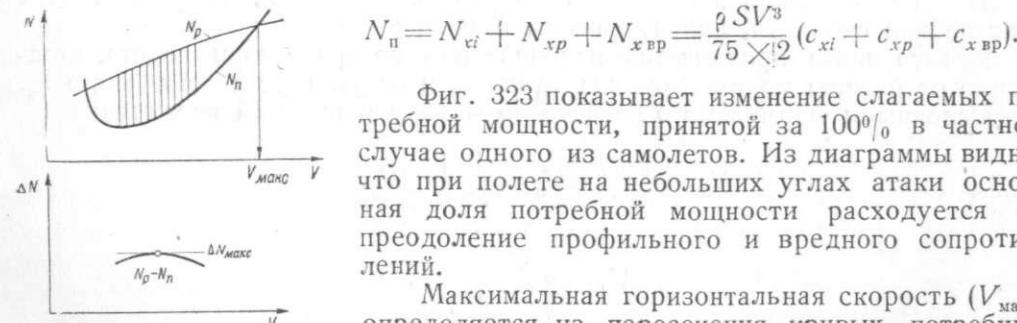


Фиг. 322.



Фиг. 323.

- 1) индуктивного сопротивления ( $N_{xi}$ ),
- 2) профильного сопротивления крыльев ( $N_{xp}$ ),
- 3) вредных сопротивлений самолета ( $N_{x_bp}$ ), т. е.



Фиг. 324.

разность  $N_p - N_n = \Delta N$  в зависимости от  $V$  и получена  $\Delta N_{\text{макс}}$ , при которой набор высоты происходит всего скорее, так как вертикальная составляющая скорости по траектории  $V_y$ :

$$V_y = \frac{75 \Delta N}{G}$$

будет иметь наибольшее значение при  $\Delta N_{\text{макс}}$ .

Определение  $V_H$  и  $N_H$  для полета на высоте  $H$  ведут по формулам:

$$V_H = V_0 \sqrt{\frac{1}{\Delta}},$$

$$N_H = N_0 \sqrt{\frac{1}{\Delta}},$$

где индекс (0) относится к величинам для  $H=0$ .

Для получения кривых  $N_H = f(V_H)$  из начала координат диаграммы потребных мощностей проводят лучи через размеченные углы атаки для  $H=0$ . На лучах отмечают точки

$$\text{скоростей } V_H = V_0 \sqrt{\frac{1}{\Delta}}$$

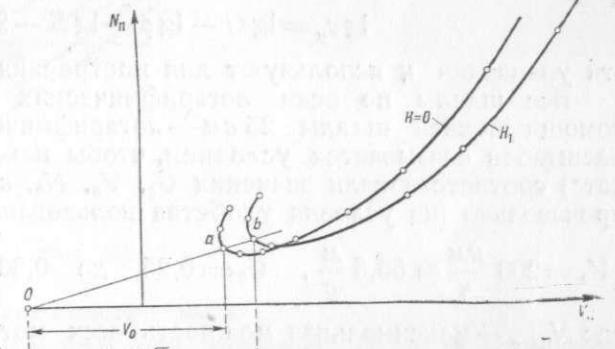
$$(0b = 0a \sqrt{\frac{1}{\Delta}})$$

для взятых углов  $\alpha$  (фиг. 325).

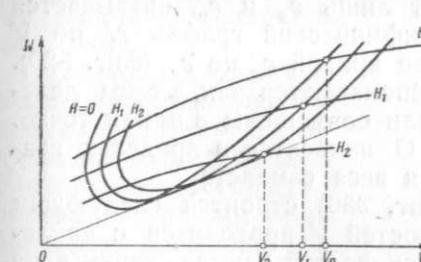
Для определения  $V_{y \text{ макс}}$  на заданных  $H$  строят диаграмму потребных мощностей для этих высот и совмещают с ней кривые располагаемых мощностей для тех же высот (фиг. 326).

Рассматривая попарно кривые потребных и располагаемых мощностей, определяют

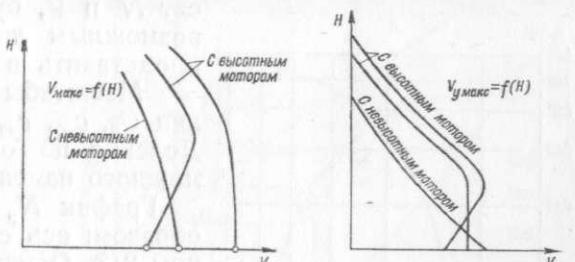
$\Delta N_{\text{макс}}$  для заданных высот, строя диаграммы  $\Delta N = f(V)$ ; по  $\Delta N_{\text{макс}}$  определяют  $V_{y \text{ макс}}$ . Величины  $V_{y \text{ макс}}$  определяются для заданных  $H$  так же, как это делалось для  $H=0$ . На фиг. 327 показан ряд кривых  $V_{y \text{ макс}} = f(H)$



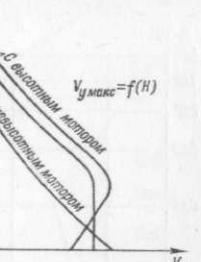
Фиг. 325.



Фиг. 326.



Фиг. 327.



Фиг. 328.

для самолетов с различными по высотности моторами, а на фиг. 328 — кривых  $V_{y \text{ макс}} = f(H)$ . Имея  $V_{y \text{ макс}} = f(H)$ , строя барограмму взлета по способу, указанному в методе тяг (стр. 278). Угол наклона траектории  $\Theta$  определяют по формуле:

$$\sin \Theta = \frac{V_y}{V}.$$

## ЛОГАРИФМИЧЕСКИЙ МЕТОД

В логарифмическом методе принятые те же допущения, что и в методе мощностей. Получив из основных уравнений:

$$N_p = \frac{1}{75} \frac{c_x}{c_y} GV_p \quad \text{и} \quad V_p = \sqrt{\frac{G}{\frac{\rho}{2} c_y S}},$$

формулы для  $c_x$  и  $c_y$ :

$$c_x = \frac{2 \times 75 N}{\rho S V^3} \quad \text{и} \quad c_y = \frac{2 G}{\rho S V^2}$$

и прологарифмировав их, получают:

$$\lg c_x = \lg N - \lg \rho - \lg S - 3 \lg V + \lg 150$$

и

$$\lg c_y = \lg G - \lg \rho - \lg S - 2 \lg V + \lg 2;$$

эти уравнения и используют для построения расчетных графиков.

Все шкалы по осям логарифмических графиков удобно строить при помощи нижней шкалы 25 см — логарифмической линейки. Расположение масштабов связывается условием, чтобы некоторой точке („началу координат“) соответствовали значения  $G_0$ ,  $V_0$ ,  $N_0$ ,  $c_{x0}$ ,  $c_{y0}$ ; три из них выбираются произвольно (из условия удобства пользования графиками; обычно:

$$V_0 = 200 \frac{\text{км}}{\text{ч}} \approx 55,5 \frac{\text{м}}{\text{с}}, \quad G_0 = 0,25 \text{ до } 0,30 G; \quad N_0 = 0,25 \text{ до } 0,30 N_{\max},$$

где  $N_{\max}$  — максимальная мощность всех моторов), а два определяются из уравнений для  $c_x$  и  $c_y$ .

В логарифмическом методе графики  $N_p$  и  $N$  строятся отдельно (второй обязательно на кальке).

### Построение графика $N$

Координаты точки ( $N_p$ ,  $V$ ) в логарифмическом масштабе представляются в виде суммы отрезков, выражющих логарифмы отдельных сомножителей. Вследствие того, что для заданных  $G$  и  $H$  переменными, от которых зависят  $N$  и  $V$ , будут лишь  $c_x$  и  $c_y$ , оказывается возможным логарифмический график  $N$  по  $V$  представить в виде кривой  $c_x$  по  $c_y$  (фиг. 329).

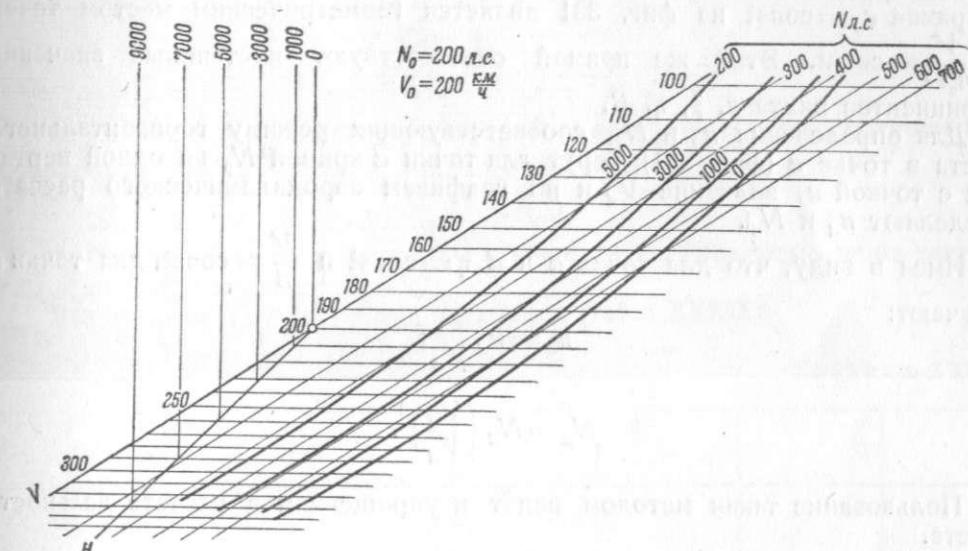
Масштабы располагаются так, чтобы деления  $G_0$ ,  $c_{x0}$ ,  $c_{y0}$  были совмещены в одной точке. Деления по оси  $G$  наносятся в пределах возможного изменения веса самолета.

График  $N_p$  (фиг. 330) строится следующим образом: ось скоростей  $V$  проводится с наклоном 2:3. Отметки скоростей даются сверху вниз (проекции делений масштаба скоростей на вертикаль обычно берутся равными удвоенным делениям нижней шкалы логарифмической линейки, на горизонталь — утроенным). Через деления скоростей проводятся горизонтали. Из отметки  $V_0$  (обычно 200  $\text{км}/\text{ч}$ ) проводится ось высот  $H$  под углом в  $45^\circ$ . Проекции отметок оси  $H$  на горизонталь (или на вертикаль) совпадают с логарифмами значений

$\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$ . Через деления оси высот проводятся вертикали; каждое из них несет отметку своей высоты (точка  $V_0$  шкалы  $H$  соответствует  $H=0$ ).

Параллельно оси  $V$  проводятся линии  $N=\text{const}$  при помощи делений нижней шкалы, располагаемой вдоль горизонталей. Сама ось  $V$  соответ-

ствует значению  $N_0$ . Деления  $N$  идут вправо. Значения  $N_p$  по  $V$  берутся из характеристики винтомоторной группы и наносятся на полученную сетку  $N$ ,  $V$ .



Фиг. 330.

### Определение летных качеств

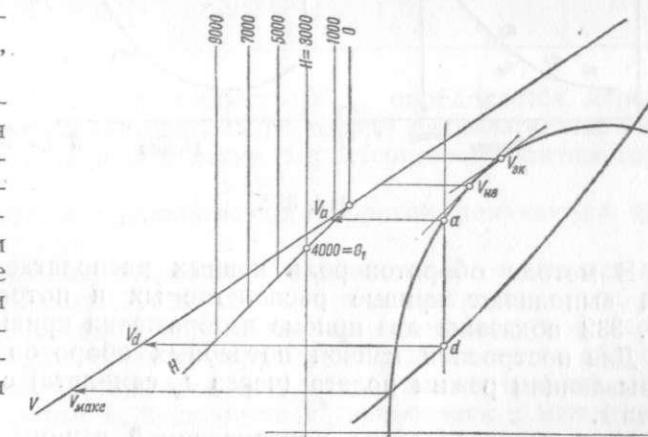
Для определения летных качеств при заданных  $G_1$  и  $H_1$  графики фиг. 329 и 330 совмещаются таким образом, чтобы отметка  $H_1$  совпала бы с отметкой  $G_1$ ; при этом вертикаль  $H$  должна совпадать с осью  $c_y$  (фиг. 331).

Значение  $V_{\max}$  получается в точке пересечения кривой  $N_p$  (взятой для данной  $H$ ) с полярой. При помощи масштаба  $N$ , для ряда скоростей определяются значения  $N_p$  и  $N$  затем находятся  $\Delta N_{\max}$  и  $V_{\max}$  (см. расчет методом мощностей, стр. 280).

Наивыгоднейшая скорость, соответствующая минимуму тяги ( $V_{\min}$ ), получается проведением касательной к логарифмической поляре под углом  $45^\circ$  (фиг. 331); значение экономической скорости ( $V_{\text{эк}}$ ) (при  $N_{\min}$ ) определяется касательной, проведенной параллельно оси скоростей.

Расчет для других весов или высот отличается лишь совмещением соответствующих точек.

Для построения кривой  $H_p$  в зависимости от  $G$  задаются значениями  $H$ , соответствующими имеющимся кривым  $N_p$ , и находят веса, для которых эти высоты являются теоретическими потолками; делается это вертикальным смещением графика фиг. 330 (вертикаль  $H$  скользит вдоль оси  $c_y$ ) до положения касания кривой  $N_p$  с полярой графика фиг. 329.



Фиг. 331.

### Определение $n$ и $N$ на режиме горизонтального полета

Если рассчитываемый самолет имеет винт неизменяемого в полете шага, то прямая  $c_x = \text{const}$  на фиг. 331 является геометрическим местом точек  $\lambda = \frac{V}{n_c D} = \text{const}$ . Этой же прямой соответствуют постоянные значения коэффициентов винта  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\eta$ ,  $B$ .

Для определения  $n_a$  и  $N_a$ , соответствующих режиму горизонтального полета в точке  $a$  (фиг. 331), берут для точки  $d$  кривой  $N_p$  на одной вертикали с точкой  $a$ , значение  $V_d$  и по графикам аэродинамического расчета определяют  $n_d$  и  $N_d$ .

Имея в виду, что для точек  $a$  и  $d$   $\eta = \text{const}$  и  $\frac{V}{n} = \text{const}$ , для точки  $a$  получают:

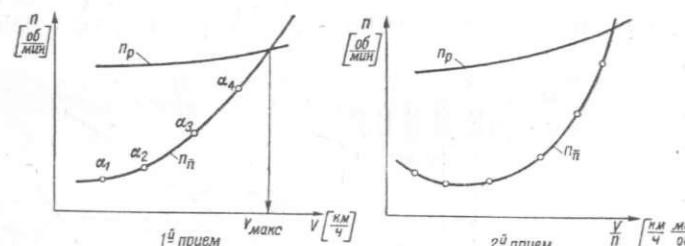
$$n_a = n_d \frac{V_a}{V_d};$$

$$N_a = N_d \left( \frac{V_a}{V_d} \right)^3.$$

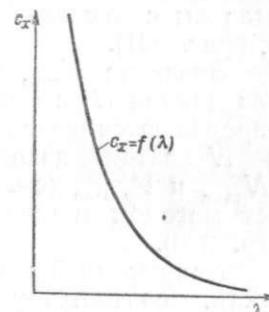
Пользование таким методом ведет к упрощениям в расчете дальности полета.

### МЕТОД ОБОРОТОВ

Преимущество метода оборотов перед другими методами заключается в легкости сравнения результатов аэродинамического расчета и летных испытаний самолета.



Фиг. 332.



Фиг. 333.

В методе оборотов роль кривых располагаемых и потребных мощностей выполняют кривые располагаемых и потребных оборотов. На фиг. 332 показаны два приема изображения кривых.

Для построения кривой потребных оборотов пользуются уравнением, связывающим режим полета (через  $c_x$  самолета) с характеристикой работы винта  $\lambda$ .

Имея характеристики винтомоторной группы с учетом взаимного влияния самолета и винта, определение потребных оборотов ведут в таком порядке:

1. Вычисляют  $c_x$

$$c_x = 2,544 \frac{F \eta \beta}{S} \frac{1}{\lambda^3},$$

задаваясь величинами  $\lambda$  ( $\eta$ ,  $\beta$  берутся из характеристик винта, а  $F$  — площадь, ометаемая винтом).

2. Странят диаграмму  $c_x = f(\lambda)$  (фиг. 333).

3. Определяют  $c_x$  сам (самолета) по поляре, задаваясь  $\alpha$  или  $c_y$  и по диаграмме  $c_x = f(\lambda)$  отыскивают ему соответствующий  $\lambda$  (фиг. 333).

4. Для заданных  $c_y$  подсчитывают потребные скорости  $V_n$  по формуле:

$$V_n = \sqrt{\frac{G}{\frac{\rho}{2} S c_y}}.$$

5. По  $V_n$  определяют потребные обороты  $n_n$ , пользуясь соотношением:

$$\lambda = \frac{V_n}{n_c D}.$$

6. Странят диаграмму  $n_n = f(V_n)$  (фиг. 332) — (Индексы „ $n$ “ на диаграммах  $n_n = f(V_n)$  опускаются).

Вычисление  $V_n$  и  $n_n$  ведут в таблице (табл. XXXIX).

Таблица XXXIX

$\alpha$						
$c_x$						
$c_y$						
$V_n$						
$\lambda$						
$n_c$						
$n_n = 60 n_c$						

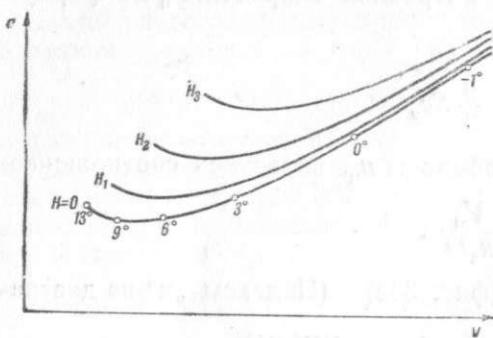
Максимальная горизонтальная скорость  $V_{\max}$  определяется пересечением кривой потребных оборотов (фиг. 332) с кривой располагаемых оборотов, которая получается при определении характеристики винтомоторной группы.

Диаграммы потребных и располагаемых оборотов получаются также из летных испытаний.

Для получения диаграммы потребных оборотов самолет ведется горизонтально по прямой с разными скоростями, что достигается путем дросселирования мотора и изменением угла атаки при помощи рулей высоты. В этом случае число оборотов, замеренное при помощи счетчика оборотов, будет потребным числом оборотов, а скорость будет потребной скоростью. Замеры числа оборотов  $n_n$  и скорости  $V_n$  приводятся к международной стандартной атмосфере.

Располагаемые обороты можно получить в полете, если самолет вести на полном газу по наклонной траектории, составляющей разные углы  $\Theta$  с горизонтом. Последнее достигается изменением углов атаки (рулем высоты) при неизменном положении дросселя. При полете по наклонной траектории высота изменяется и для сохранения постоянства ее средней величины самолет вынужден то снижаться, то подыматься; траектория полета становится ломаной линией, имея вид зубцов (полет зубцами).

Для получения потребных оборотов на высоте, отличной от нуля, пользуются следующими формулами расчета:



Фиг. 334.

$$V_H = V_0 \sqrt{\frac{1}{\Delta}}$$

$$n_H = n_0 \sqrt{\frac{1}{\Delta}}.$$

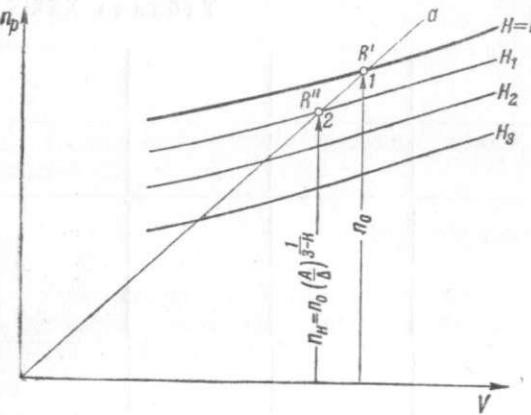
Высотные диаграммы потребных оборотов имеют вид, показанный на фиг. 334.

Высотные диаграммы располагаемых оборотов могут быть получены двумя способами. В первом (приближенном) пользуются кривой располагаемых оборотов для  $H=0$  (фиг. 335). Взяв, например, точку 1, проводят к ней луч из начала координат. Если эта точка соответствует какому-то числу оборотов  $n_0$ , то число оборотов  $n_H$  на другой высоте для того же самого режима  $\lambda$  винта будет:

$$n_H = n_0 \left( \frac{A}{\Delta} \right)^{\frac{1}{3-\kappa}},$$

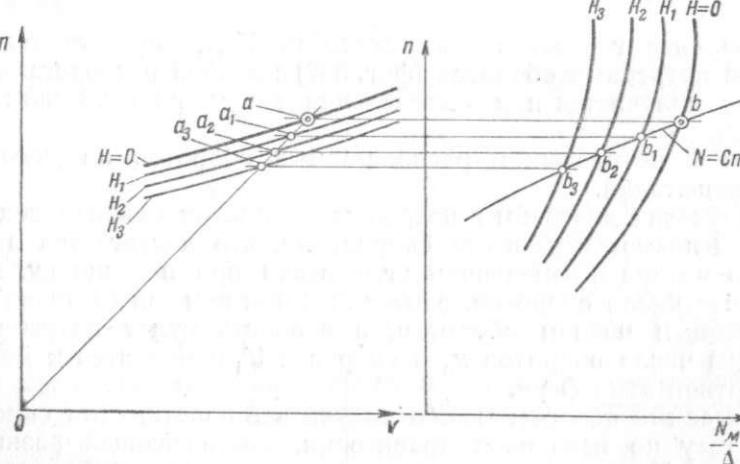
где  $\kappa$  — показатель степени кривой внешней характеристики мотора.

Вычисленное значение  $n_H$  лежит на луче  $Oa$  (луч из начала расположаемых оборотов для заданной высоты  $H$ . Повторяя эту операцию, получают искомую диаграмму.



Фиг. 335.

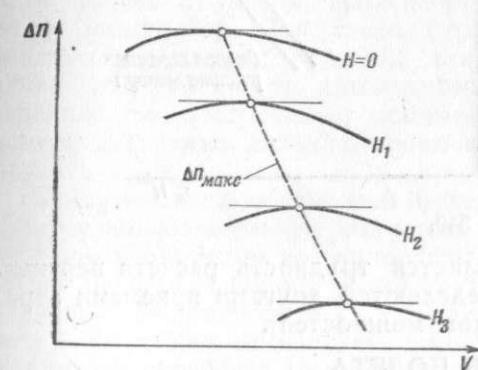
координат соответствует  $\lambda=\text{const}$ ). Точка 2 принадлежит новой кривой расположаемых оборотов для заданной высоты  $H$ . Повторяя эту операцию, получают искомую диаграмму.



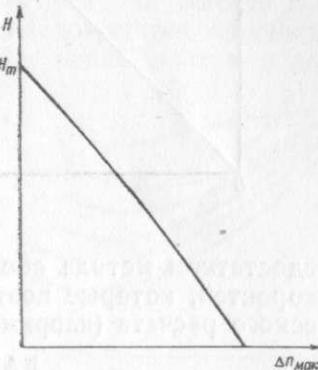
Фиг. 336.

Для получения высотных диаграмм расположаемых оборотов по второму способу пользуются высотными характеристиками мотора и кривой расположаемых оборотов для  $H=0$ . На фиг. 336 показан ход построения таких

диаграмм. Для получения точек  $a_1, a_2, a_3$ , принадлежащих кривым расположаемых оборотов, например, для высоты  $H$ , берут произвольную точку  $a$  на кривой расположаемых оборотов для  $H=0$  и ведут через нее линию  $ab$ , параллельную оси абсцисс до встречи с внешней характеристикой мотора для  $H=0$  в точке  $b$ , через которую проводится кубическая парабола ( $N=Cn^3$ ). Парабола пересечет высотную характеристику мотора ( $\frac{N_m}{\Delta}$  по-



Фиг. 337.



Фиг. 338.

числу оборотов мотора  $n$ ), в точках  $b_1, b_2, b_3\dots$  Линии, через них проходящие параллельно оси абсцисс, пересекутся с линией  $Oa$ . Точки  $a_1, a_2$  и  $a_3$  будут исконными точками. Проделав то же с другими точками кривой  $n=f(V)$  для  $H=0$ , получают искомые высотные диаграммы расположаемых оборотов.

Максимальная горизонтальная скорость на всех заданных высотах определяется, как показано было на фиг. 332, в точках пересечения кривых  $n_p$  и  $n_H$ . Из той же диаграммы находят избытки оборотов  $\Delta n$ , как разность расположаемых и потребных оборотов для нескольких значений скоростей  $V$  и для нескольких высот, и строят  $\Delta n_{\max}$  для этих высот и получают диаграмму (фиг. 337), диаграмму (фиг. 338)  $\Delta n_{\max} = f(H)$ , определяющую потолок самолета.

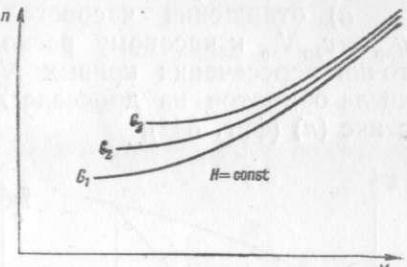
Решение задач с изменением веса самолета связано с перестроением кривых потребных оборотов на заданные веса по формулам:

$$\frac{V}{V_0} = \sqrt{\frac{G}{G_0}}, \quad \text{или} \quad V = V_0 \sqrt{\frac{G}{G_0}}$$

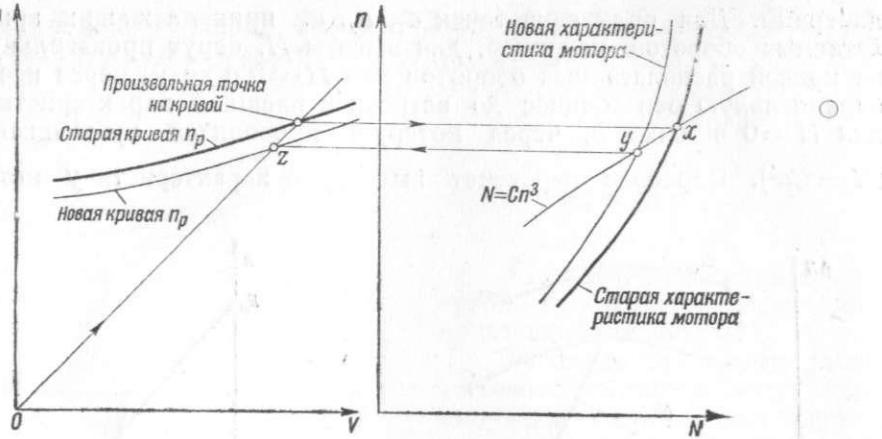
$$\frac{n}{n_0} = \sqrt{\frac{G}{G_0}}, \quad \text{или} \quad n = n_0 \sqrt{\frac{G}{G_0}}.$$

Перестроенные кривые имеют вид, показанный на фиг. 339.

Если требуется перестроить кривую расположаемых оборотов при измененной характеристике мотора, то это делается так, как показано на фиг. 340.



Фиг. 339.



Фиг. 340.

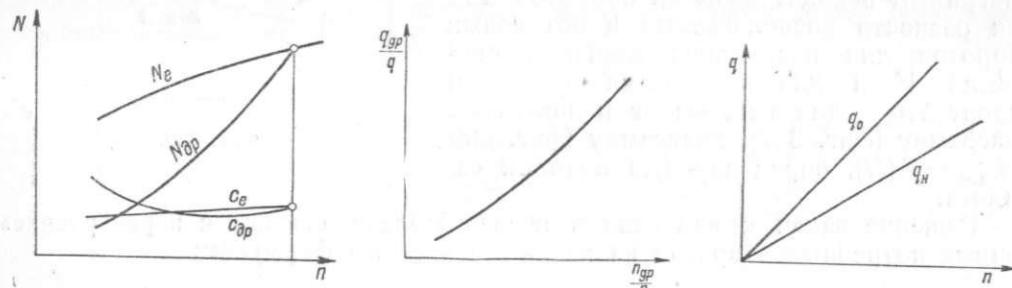
Недостатком метода оборотов является трудность расчета вертикальных скоростей, которые поэтому определяются другими приемами аэродинамического расчета (например, методом мощностей).

### ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Дальность полета определяется запасом горючего ( $G_1$ ) и его расходом на километр пути. Исходным материалом для расчета расхода горючего служат следующие характеристики испытания мотора на станке: *a)* внешняя характеристика, *b)* дроссельная характеристика, *c)* кривая удельного расхода  $c_e$  по внешней характеристике и *d)* кривая удельного расхода  $c_{dp}$  по дроссельной характеристике (фиг. 341).

Пользуясь указанным материалом, строят диаграммы:

*a)* отношения часового расхода топлива по дроссельной кривой  $q_{dp} = c_{dp} N_{dp}$  к часовому расходу по внешней характеристике  $q = c_e N_e$  для точки пересечения кривых  $N_e = f_1(n)$  и  $N_{dp} = f_2(n)$  в функции отношения числа оборотов на дросселе  $n_{dp}$  к числу оборотов на внешней характеристике ( $n$ ) (фиг. 342);



Фиг. 341.

Фиг. 342.

Фиг. 343.

*b)* часового расхода  $q$  для всех точек внешней характеристики мотора в функции числа оборотов  $n$  (фиг. 343), как для  $H=0$ , так и для ряда высот  $H$ , причем в основу берется такой закон расхода топлива с высотой<sup>55</sup>:

$$q_H = q_0 \frac{p_H}{p_0},$$

где:

$q_H$  — часовой расход топлива на высоте  $H$ ;

$p_H$  — давление воздуха на той же высоте;

$q_0$  — расход на высоте  $H=0$ ;

$p_0$  — давление воздуха на  $H=0$ .

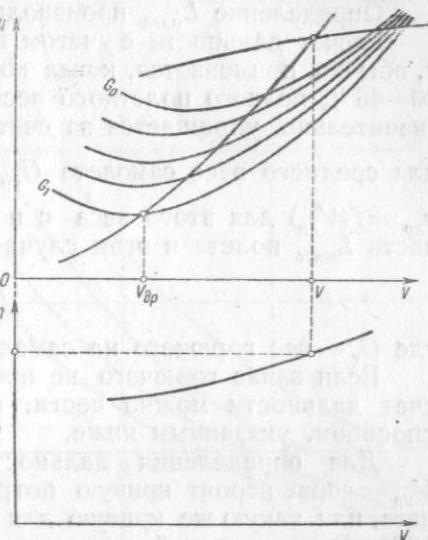
Учитывая это, строят диаграмму  $q_H = \Phi(n)$  (фиг. 343).

Применение диаграммы  $\frac{q_{dp}}{q} = f\left(\frac{n_{dp}}{n}\right)$  для расчета дальности основано на совпадении диаграмм  $\frac{q_{dp}}{q} = f\left(\frac{n_{dp}}{n}\right)$  для любых дроссельных характеристик данного мотора, что позволяет определить расход топлива мотора при работе на любом режиме по одной диаграмме<sup>53</sup>.

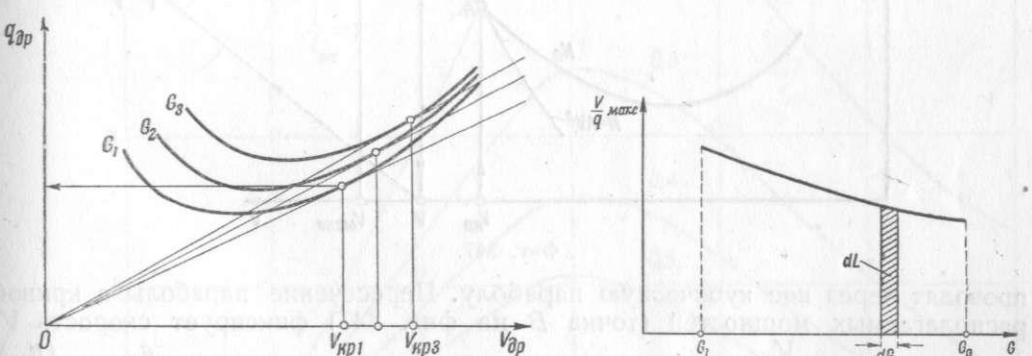
Имея диаграммы фиг. 342 и 343, можно определить наибольшую дальность полета с учетом выгорания топлива в пути, на высоте  $H=0$  по методу мощностей. Для этого строят кривые потребных мощностей для начального полетного веса  $G_0$ , для веса  $G_1$  в конце полета, и дополнительно для трех-пяти промежуточных значений. На построенные кривые наносится диаграмма располагаемых мощностей.

Внизу под этой диаграммой (фиг. 344) строится вспомогательная диаграмма располагаемых оборотов по скоростям, взятая из расчета винтомоторной группы. Задаваясь скоростями  $V_{dp}$  на каждой кривой потребных мощностей, проводят кубические параболы ( $N = AV^3$ ) до пересечения с диаграммой располагаемых мощностей и получают  $V$  (кубические параболы отвечают условию работы винта на  $\lambda = \text{const}$ ). Составляя отношение  $\frac{V_{dp}}{V}$ , определяют для него по диаграмме

$\frac{q_{dp}}{q} = f\left(\frac{n_{dp}}{n}\right)$  величину  $\frac{q_{dp}}{q}$  (так как  $\frac{V_{dp}}{V} = \frac{n_{dp}}{n}$ ). Затем определяют  $q$  по диаграмме  $q = f(n)$  для числа оборотов  $n$ , найденное по вспомогательной кривой  $n = f(V)$  для скорости  $V$  (фиг. 344). Зная отношение  $\frac{q_{dp}}{q}$ , получают искомое  $q_{dp}$ .



Фиг. 344.



Фиг. 345.

Фиг. 346.

Каждая парабола дает  $q_{dp}$  и  $V_{dp}$ . Строя диаграмму часового расхода горючего  $q_{dp} = f(V_{dp})$  для всех заданных значений веса, отыскивают по ней (фиг. 345) минимальные километровые расходы для каждого веса путем построения касательных к каждой кривой. Точки касания дают  $\left(\frac{q_{dp}}{V_{dp}}\right)_{\min}$ ,

т. е. минимальный километровый расход  $Q_{\min}$  топлива. Зная  $Q_{\min}$ , можно подсчитать дальность полета:

$$L = \int_{G_0}^{G_1} \frac{V}{q} dG.$$

Наибольшая дальность:

$$L_{\max} = \int_{G_0}^{G_1} \left( \frac{V}{q} \right)_{\max} dG.$$

Определение  $L_{\max}$  производится графически (фиг. 346).

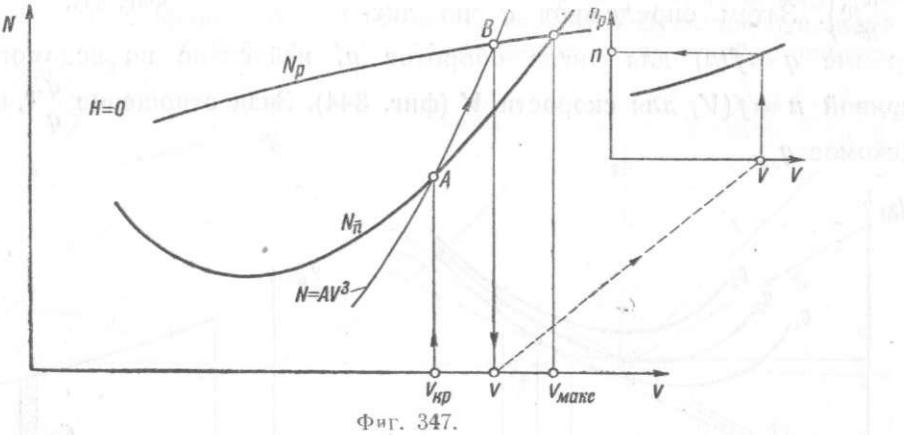
Расчет дальности с учетом выгорания в пути топлива довольно сложен и, обычно, применяется, когда количество горючего на самолете превышает 30—40% полного полетного веса самолета  $G_0$ . В остальных случаях расчет значительно упрощается за счет применения кривой потребных мощностей для среднего веса самолета  $G_{cp} = \frac{G_0 + G_1}{2}$ , и диаграммы часового расхода  $q_{dp} = f(V_{dp})$  для этого веса с помощью которых и определяют  $Q_{\min}$ . Дальность  $L_{\max}$  полета в этом случае будет:

$$L_{\max} = \frac{G_r}{Q_{\min}},$$

где  $G_r$  — вес горючего на самолете.

Если запас горючего не превышает 10% от полного веса  $G_0$ , то подсчет дальности можно вести, пользуясь приближенными формулами или способом, указанным ниже.

Для определения дальности при полете с постоянной скоростью  $V_{kp} = \text{const}$  строят кривую потребных мощностей для среднего веса самолета, или такую же кривую для полного веса, если вес горючего не больше 10%. Взяв на одной из таких кривых точку для заданной скорости  $V_{kp}$ ,



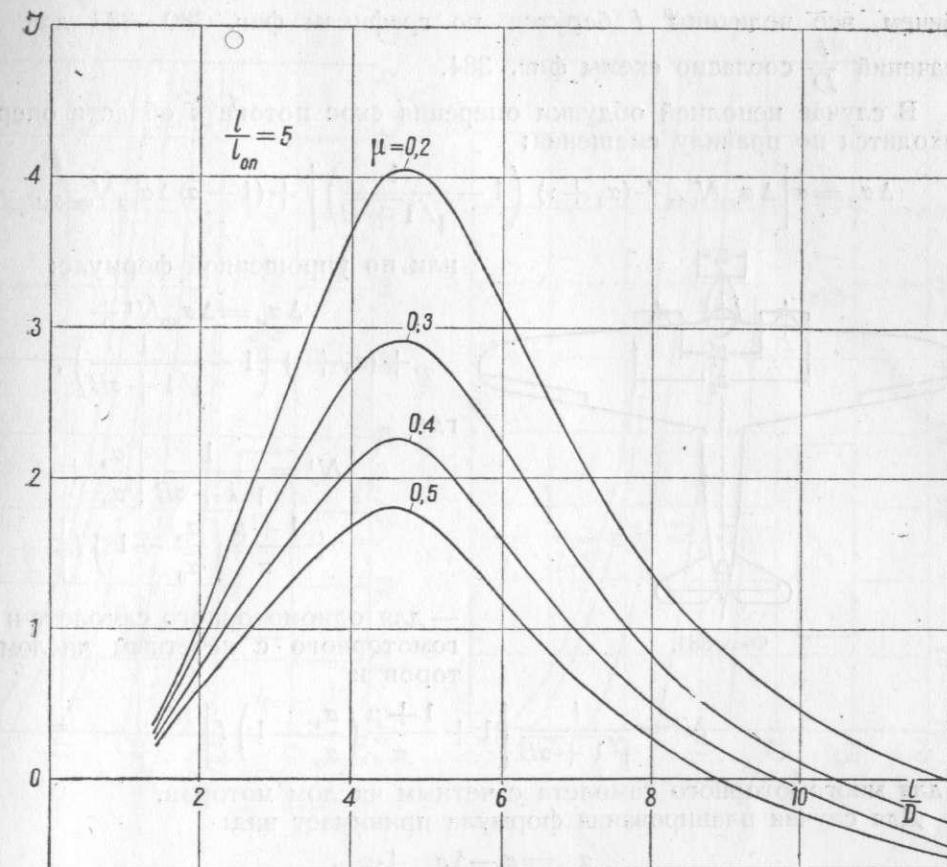
Фиг. 347.

проводят через нее кубическую параболу. Пересечение параболы с кривой располагаемых мощностей (точка  $B$  на фиг. 347) фиксирует скорость  $V$ .

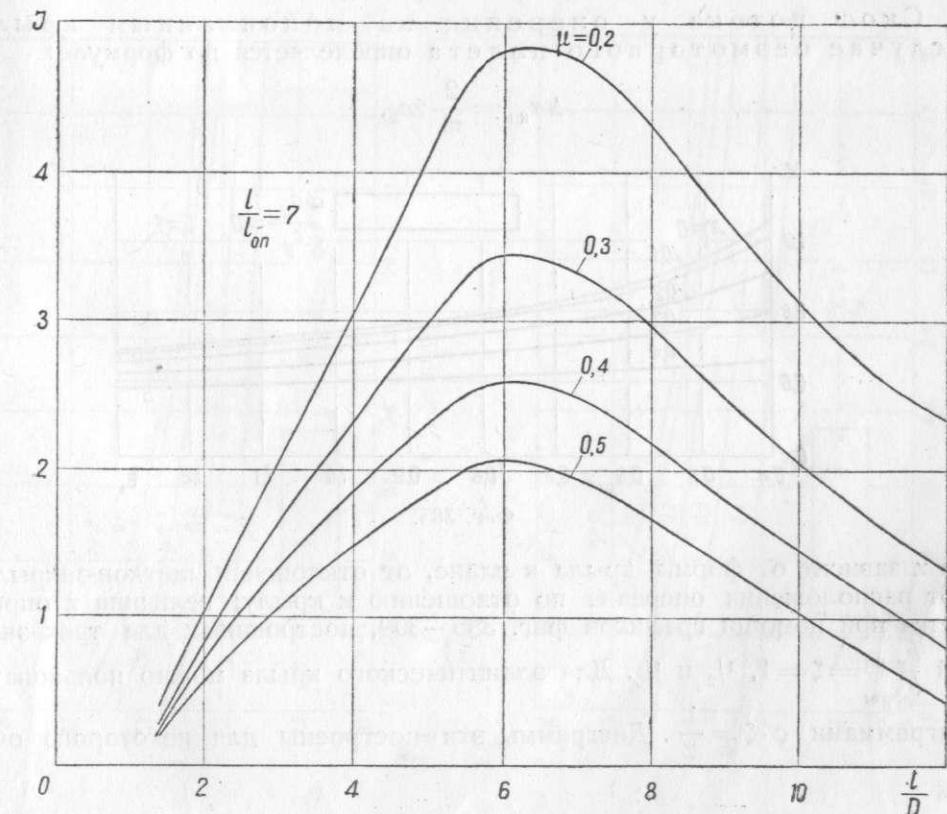
По отношению  $\frac{V_{kp}}{V}$  находится величина  $\frac{q_{dp}}{q}$  по диаграмме  $\frac{q_{dp}}{q} = f\left(\frac{n_{kp}}{n}\right)$

и далее  $q$  по диаграмме  $q = f(n)$ ; по отношению  $\frac{q_{dp}}{q}$  определяется  $q_{dp}$  для заданной  $V_{kp}$ , а затем километровый расход  $Q = \frac{q_{dp}}{V_{kp}}$  и дальность полета

$$L = \frac{G_r}{Q}.$$



Фиг. 382.

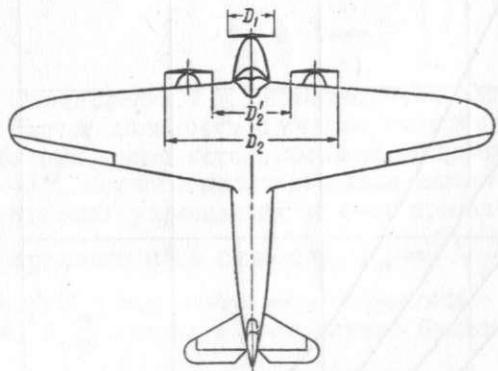


Фиг. 383.

причем все величины  $I$  берутся по графикам фиг. 380—383 для ряда значений  $\frac{l}{D}$  согласно схемы фиг. 384.

В случае неполной обдувки оперения скос потока в области оперения находится по правилу смешения:

$$\Delta \alpha_m = \sigma \left[ \Delta \alpha_{kp} N_{obd} + (\alpha_0 + \nu) \left( 1 - \frac{1}{\sqrt{1 + \sigma B}} \right) \right] + (1 - \sigma) \Delta \alpha_{kp} N_{neobd}.$$



Фиг. 384.

или по упрощенной формуле:

$$\Delta \alpha_m = \Delta \alpha_{kp} N^1 + \\ + (\alpha_0 + \nu) \left( 1 - \frac{1}{\sqrt{1 + \sigma B}} \right),$$

где

$$N^1 = \frac{1}{\sqrt{1 + \sigma B}} \left[ \frac{\alpha_0}{\alpha_0} + \right. \\ \left. + \frac{1 + \mu}{\pi} \left( \frac{\alpha_0}{\alpha_0} - 1 \right) I \right]$$

— для одномоторного самолета и многомоторного с нечетным числом моторов и

$$N^1 = \frac{1}{\sqrt{1 + \sigma B}} \left[ 1 + \frac{1 + \mu}{\pi} \left( \frac{\alpha_0}{\alpha_0} - 1 \right) I \right]$$

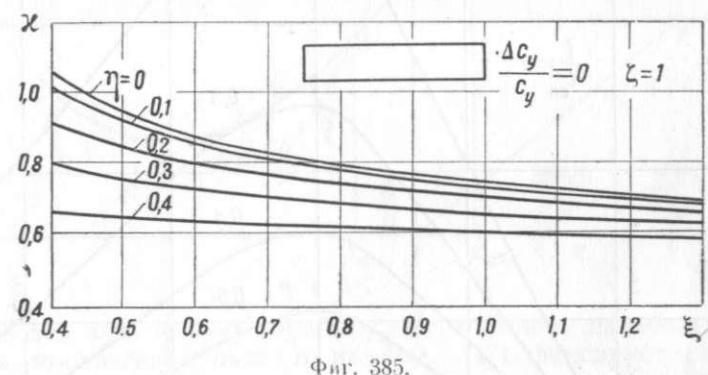
— для многомоторного самолета с четным числом моторов.

Для случая планирования формула принимает вид:

$$\alpha_{op} = \alpha - \Delta \alpha_{kp} + \varphi_{cr}.$$

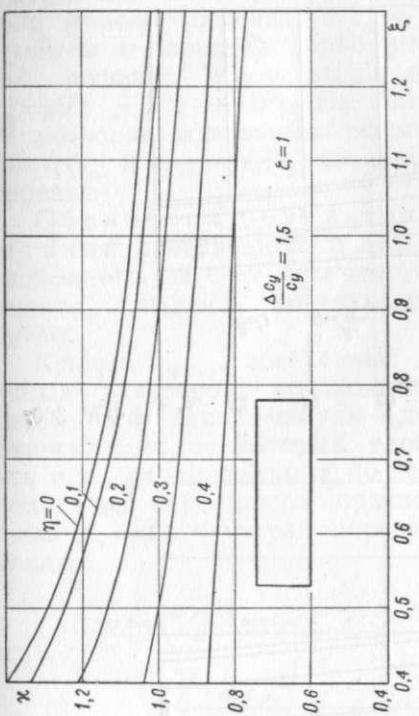
Скос потока у оперения за моноплановым крылом в случае безмоторного полета определяется по формуле:

$$\Delta \alpha_{kp} = \frac{2}{\pi \lambda} \gamma C_v,$$

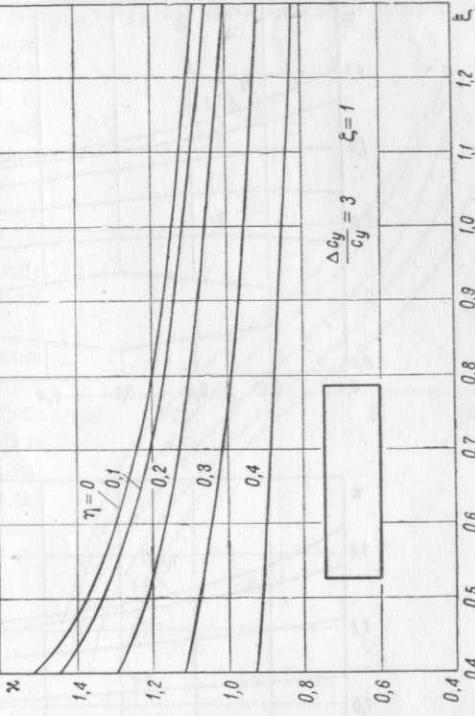


Фиг. 385.

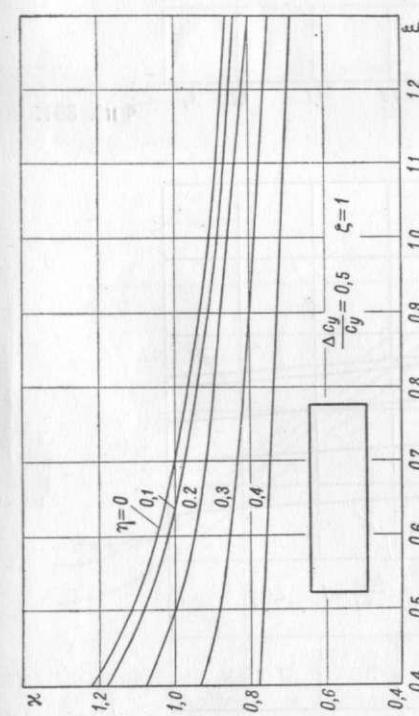
где  $\gamma$  зависит от формы крыла в плане, от отклонения щитков-закрылков и от расположения оперения по отношению к крылу; величина  $\gamma$  определяется при помощи графиков фиг. 385—399, построенных для трех значений  $\frac{b_{konc}}{b_{korm}} = \zeta = 1, \frac{1}{2}$  и  $\frac{1}{3}$ . Для эллиптического крыла можно пользоваться диаграммами с  $\zeta = \frac{1}{2}$ . Диаграммы эти построены для некоторого очень



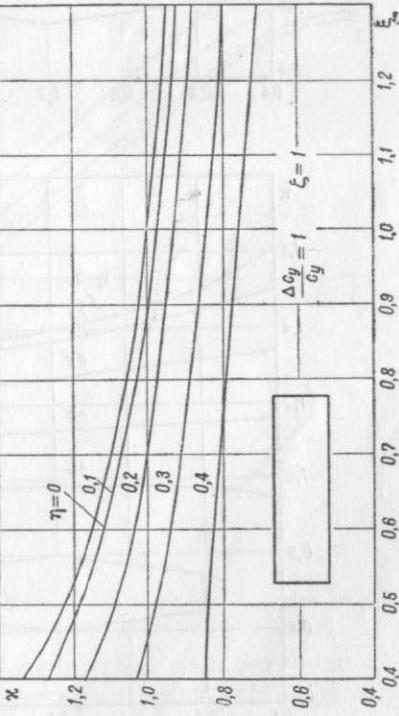
Фиг. 388.



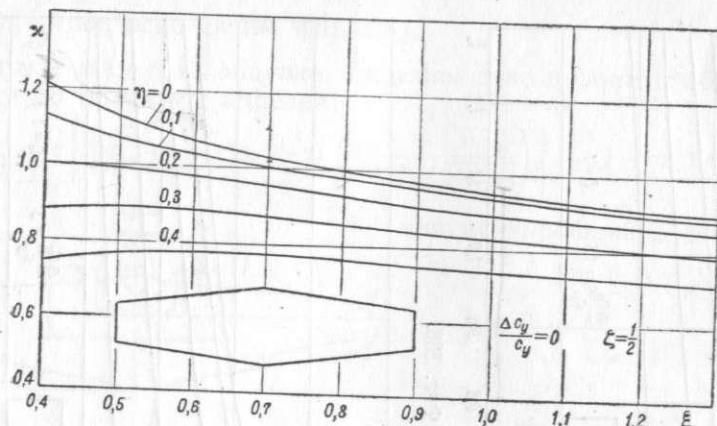
Фиг. 389.



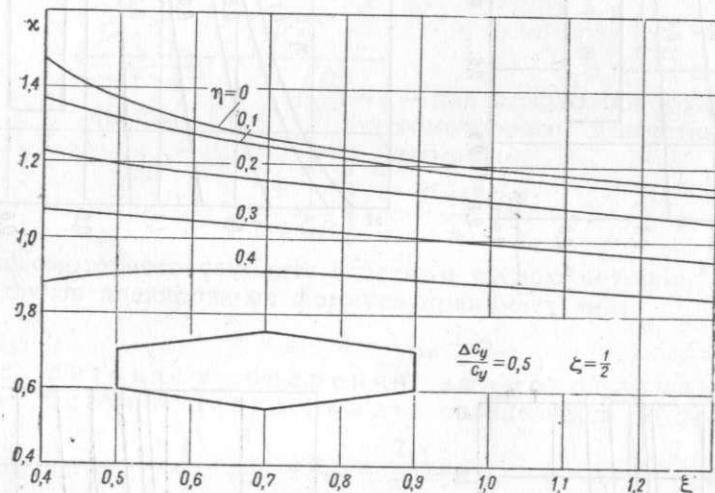
Фиг. 386.



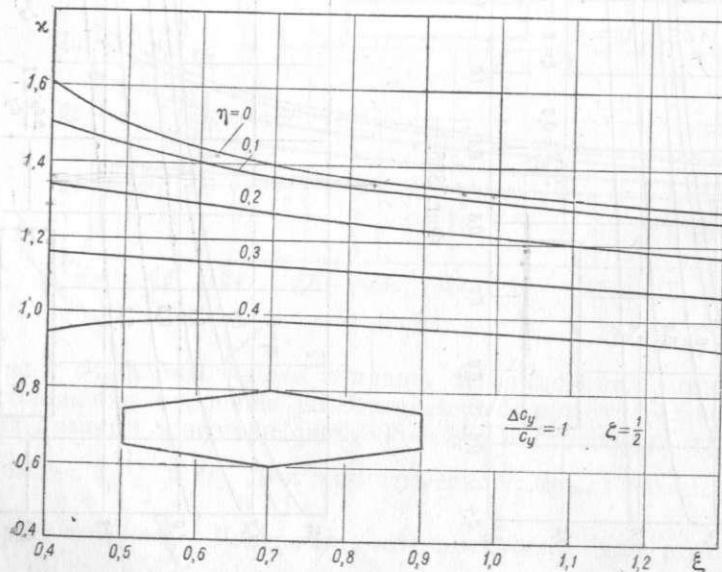
Фиг. 387.



Фиг. 390.



Фиг. 391.



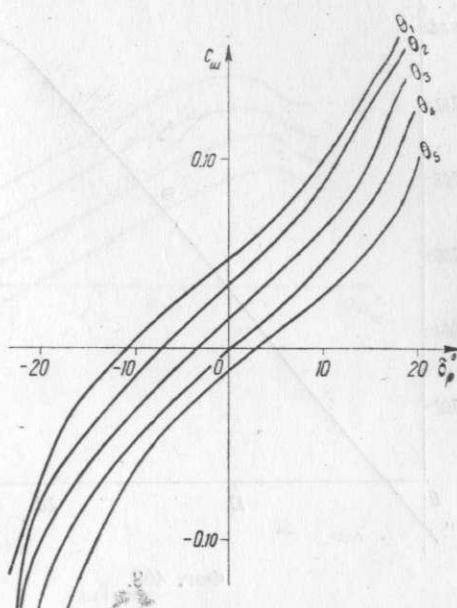
Фиг. 392.

При наличии серво-рулей (trimмеров или серво-компенсаторов) испытание модели оперения на  $c_{w\text{оп}} = f_4(\delta_p)$  и  $c_{y\text{оп}} = f_5(\delta_p)$  необходимо проводить с учетом отклонения серво-рулей для 3—4 значений углов атаки оперения ( $\alpha_{\text{оп}} = 0^\circ; \pm 5^\circ; + 10^\circ$ ). На фиг. 406 и 407 показаны диаграммы испытания на  $c_w = f_4(\delta_p)$  и  $c_y = f_5(\delta_p)$  изолированного оперения.

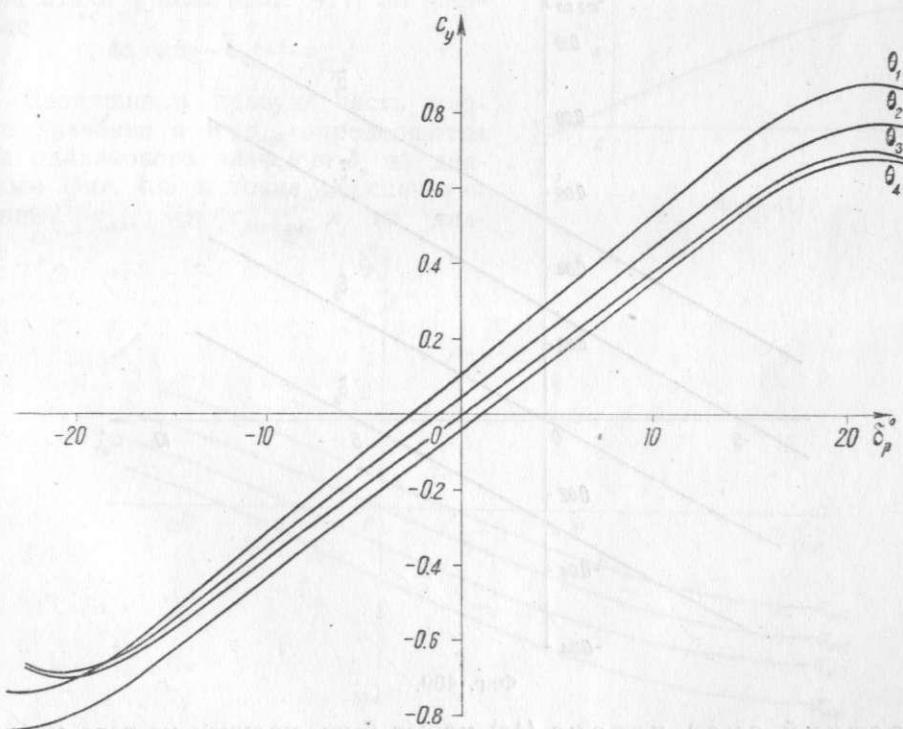
Обработка результатов испытаний производится с целью учета неизбежного, за счет неточности эксперимента, разброса экспериментальных кривых.

Кривые  $c_{mz\text{6.0}}$ , полученные для различных центровок, необходимо пересчитать для какого-нибудь одного условного ц. т., за который удобно принять ц. т., расположенный по вертикали, проходящей через носок корневой хорды крыла ( $x_t = 0$ ). Формула пересчета следующая:

$$c'_{mz\text{6.0}} = \frac{L'_t}{L} c_{mz\text{6.0}} + \frac{x'_t}{L} c_{y_t} \approx \\ \approx \frac{L'_t}{L} c_{mz\text{6.0}} + \frac{x'_t}{L} c_y$$



Фиг. 406.



Фиг. 407.

(предположено, что ц. т. остается на той же высоте относительно хорды),  $L'_t$  и  $x'_t$  — плечо и абсцисса ц. т., при которых проводилось испытание,

$L$  — расстояние от передней кромки крыла до шарнира рулей высоты, измеренное в направлении хорды центроплана.

Полученные после пересчета по этой формуле кривые  $c'_{mz\ 6.0}$  выпрямляются проведением наиболее вероятной кривой, которая принимается для дальнейших расчетов за истинную кривую  $c'_{mz\ 6.0}$  (фиг. 408).

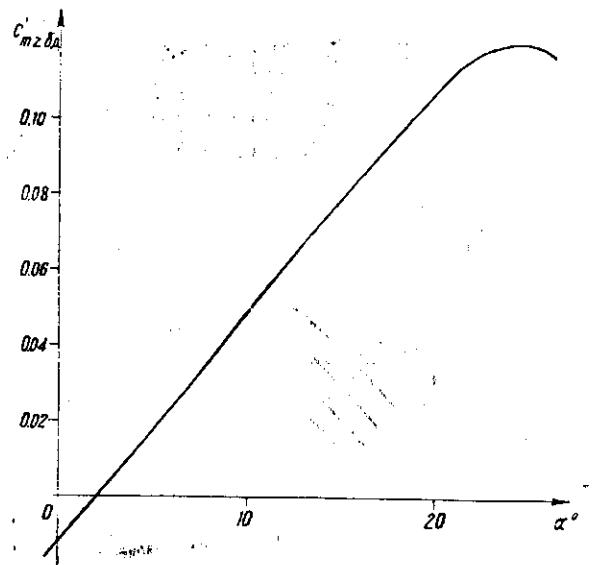
Значения  $c_{mz\ on}$ , получающиеся из диаграммы фиг. 405 по формуле:

$$c_{mz\ on} = c_{mz\ sam} - c'_{mz\ 6.0},$$

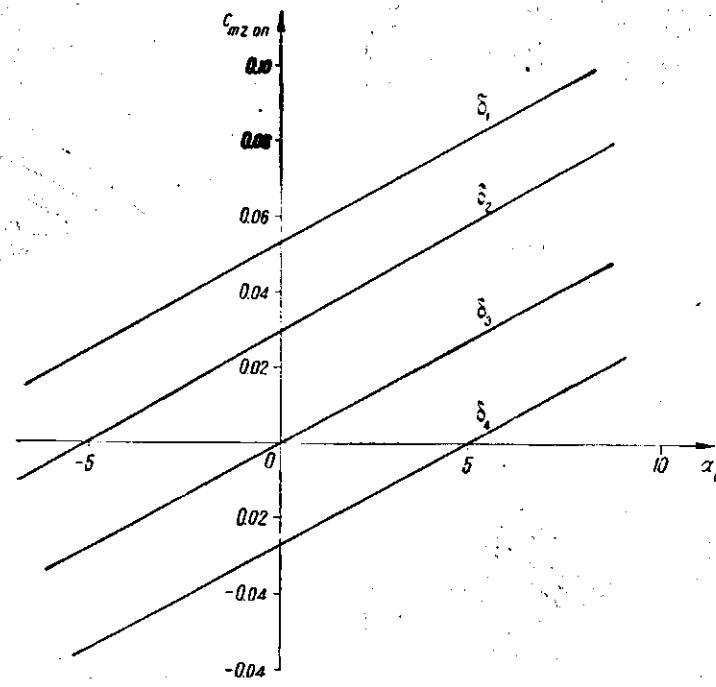
можно считать независящими от положения ц.т. Следовательно, все кривые  $c_{mz\ on} = f_6(\alpha_{on})$ , взятые из испытаний при различных центровках, должны дать совпадающие значения для одного и того же отклонения руля. Отдельные кривые  $c_{mz\ on} = f_6(\alpha_{on})$  выпрямляются проведением наиболее вероятных кривых (фиг. 409).

Переход от углов атаки крыла к углам атаки оперения производится по формуле:

$$\alpha_{on} = \alpha - \Delta x + \varphi_{cr}.$$



Фиг. 408.



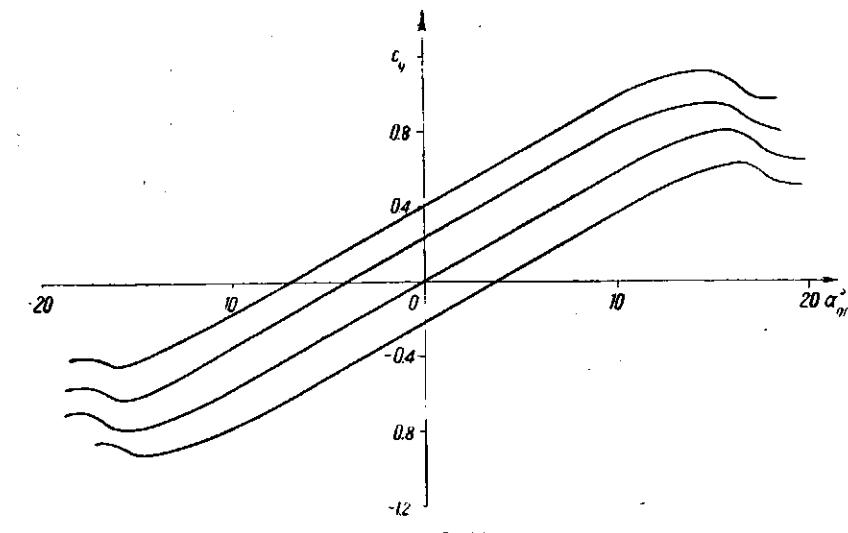
Фиг. 409.

Средний скос потока ( $\Delta x$ ) может быть получен из того условия, что при симметричном профиле оперения  $c_{mz\ on}=0$  при  $\alpha_{on}=0$  и  $\delta_p=0$ . В точке пересечения кривых  $c_{mz\ 6.0}$  и  $c_{mz\ sam}$  для  $\delta_p=0$ , очевидно,  $c_{mz\ on}=0$  при соответствующем значении  $\alpha$ . Нетрудно определить, следовательно, подставляя скос потока:

$$\Delta x = \alpha - \varphi_{cr}.$$

Если принять, что  $\Delta x$  изменяется пропорционально  $c_y$ , то для скоса потока можно написать следующую формулу:

$$\Delta x = D c_y.$$

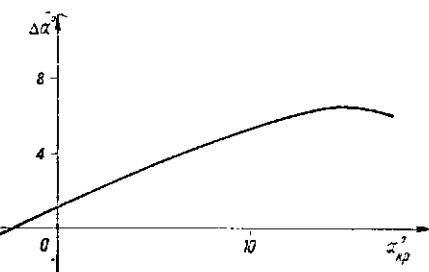


Фиг. 410.

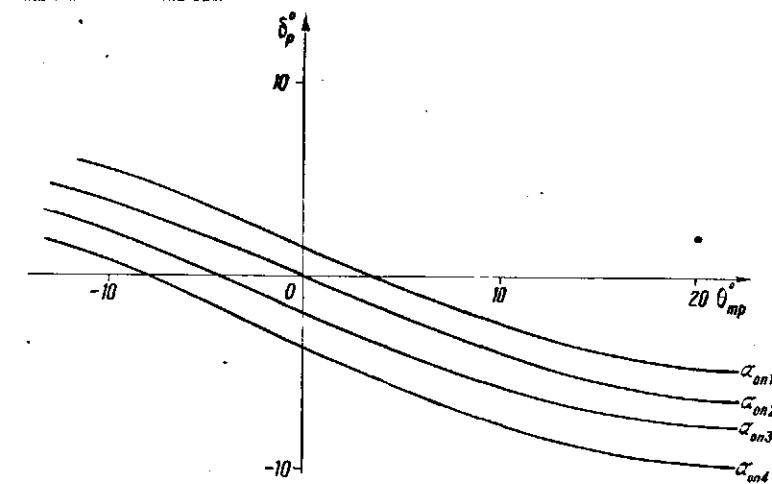
При наличии испытания оперения на эффективность рулей (фиг. 410) можно получить скос потока в функции угла атаки крыла (фиг. 411) по формуле:

$$\Delta x = \alpha - \alpha_{on} + \varphi_{cr}.$$

Входящие в правую часть парные значения  $\alpha$  и  $\alpha_{on}$  определяются для одинакового значения  $\delta_p$  из диаграмм фиг. 405 в точке пересечения кривых  $c_{mz\ 6.0}$  и  $c_{mz\ sam}$  и из диа-



Фиг. 411.



Фиг. 412.

грамм фиг. 410 в точке пересечения кривой  $c_{y\ on}$  с осью абсцисс.

Кривые  $c_w = f_4(\delta_p)$  (фиг. 406) для различных значений  $\Theta_{tp}$  удобно обработать в виде балансировочных кривых  $\delta_p = f_7(\Theta_{tp})$  для различных значений  $\alpha_{on}$  (фиг. 412).

Значение  $c_{mz\text{ б.о.}}$  для любого ц. т. может быть получено путем пересчета кривой  $c'_{mz\text{ б.о.}} = f(\alpha)(x)$ , фиг. 408, полученной в результате обработки испытаний модели самолета по следующей формуле:

$$c_{mz\text{ б.о.}}^{\text{пл.}} \approx \frac{L c'_{mz\text{ б.о.}} - x_t c_y}{L - x_t}.$$

В случае моторного полета или планирования с остановившимся винтом выражение для  $c_{mz\text{ б.о.}}^{\text{м.п.}}$  принимает следующий вид:

$$c_{mz\text{ б.о.}}^{\text{м.п.}} = c_{mz\text{ б.о.}}^{\text{пл.}} + c_{mzP},$$

где  $c_{mzP}$  тяги определяется по способу, изложенному на стр. 349.

Значение  $c_{mz\text{ оп.}}$  берется по диаграмме фиг. 409 для угла атаки  $\alpha_{\text{оп.}}$ , который определяется по формулам на стр. 366 соответственно рассматриваемому режиму; в случае моторного полета увеличение скорости от обдувки винта учитывается дополнительным множителем  $(1 + \sigma B)$ .

Изменение величины  $c_{mz\text{ оп.}}$  за счет отклонения серво-руля может быть учтено формулой:

$$\Delta c_{mz\text{ оп.}} = \frac{c_{mz\text{ оп.}}}{c_{y\text{ оп.}}} \cdot \Delta c_{y\text{ оп.}}$$

где  $c_{y\text{ оп.}}$  и  $\Delta c_{y\text{ оп.}}$  берутся из диаграммы фиг. 410 и 413 для заданных отклонений руля и серво-руля и для заданного угла атаки оперения.

Угол установки стабилизатора  $\varphi_{\text{ст.}}$ , подобранный во время испытания, необходимо проверить при тех же условиях, но в моторном полете. Если окажется, что потребные углы отклонения руля высоты и триммера в моторном полете будут велики, то необходимо, задавшись двумя—тремя значениями угла установки стабилизатора  $\varphi_{\text{ст.}}$  и определив для каждого из них потребные углы отклонения руля и триммера, выбрать такой установочный угол стабилизатора, которому соответствуют малые значения  $\delta_p$  и  $\theta_{\text{тр.}}$ .

Определение потребных углов отклонения руля и триммера для балансировки самолета при нулевом шарнирном моменте на основных режимах производится из условия  $c_{\text{ш.}} = \Phi_3(\delta_p, \theta_{\text{тр.}}) = 0$  и  $c_{mz\text{ сам.}} = \Phi_4(\delta_p, \theta_{\text{тр.}}) = 0$  путем построения двух балансировочных кривых, точка пересечения которых и определит потребные углы отклонения руля и триммера для рассматриваемого режима полета (фиг. 413). Первая балансировочная кривая  $\delta_p = f_7(\theta_{\text{тр.}})$  берется из диаграммы фиг. 412 для соответствующего угла атаки оперения. Вторая балансировочная кривая получается из условия:

$$c_{mz\text{ сам.}} = c_{mz\text{ б.о.}} + c_{mzP} + c_{mz\text{ оп.}} + \Delta c_{mz\text{ оп.}} = 0,$$

где первые два члена уравнения для данного угла атаки оперения постоянны. Задаваясь различными значениями  $\delta_p$  и определяя третий член только что

написанного уравнения по диаграмме фиг. 409, находят из него четвертый член  $\Delta c_{mz\text{ оп.}}$  — изменение коэффициента момента оперения за счет серво-руля. Затем, по формуле:

$$\Delta c_{y\text{ оп.}} = \frac{c_{y\text{ оп.}}}{c_{mz\text{ оп.}}} \cdot \Delta c_{mz\text{ оп.}}$$

изменение эффективности оперения за счет серво-руля и, наконец, по диаграмме фиг. 407 — соответствующий взятому углу отклонения руля ( $\delta_p$ ) и полученному  $\Delta c_{y\text{ оп.}}$  угол отклонения триммера  $\theta_{\text{тр.}}$ .

Предельная передняя центровка определяется на кривой потребных отклонений руля высоты  $\delta_p = f_s\left(\frac{x_t}{b}\right)$ , построенной для режима посадочной скорости при предельном отклонении руля высоты (фиг. 414).

Мера устойчивости при планировании с брошенной ручкой определяется по формуле:

$$\frac{\partial c_{mz\text{ сам.}}}{\partial x} = \frac{L \frac{\partial c_{mz\text{ б.о.}}}{\partial x} - x_t \frac{\partial c_y}{\partial x}}{L - x_t} + \frac{\partial c_{mz\text{ оп.}}}{\partial x},$$

где  $\frac{\partial c_{mz\text{ б.о.}}}{\partial x}$  берется по диаграмме фиг. 408,

$\frac{\partial c_y}{\partial x}$  берется из аэродинамического расчета и  $\frac{\partial c_{mz\text{ оп.}}}{\partial x}$  берется по диаграмме фиг. 409 для оперения с брошенной ручкой.

Предельная задняя центровка определяется в точке пересечения с осью абсцисс кривой меры устойчивости

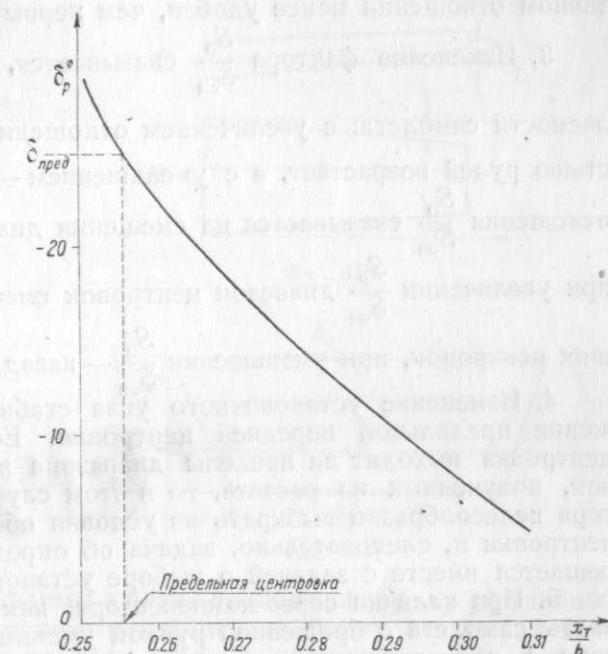
$\frac{\partial c_{mz\text{ сам.}}}{\partial x} = f_9\left(\frac{x_t}{b}\right)$ , построенной по формуле меры устойчивости для режима крейсерской скорости с брошенной ручкой (фиг. 404), причем потребные углы отклонения руля и триммера для балансировки самолета при этой центровке не должны превышать предельного отклонения.

Усилие на ручке управления определяется по формуле  $R = c_{\text{ш.}} q S_p b_p k (1 + \sigma B) \Phi$  (стр. 363), где  $c_{\text{ш.}}$  берется согласно диаграммы фиг. 406 для угла атаки оперения и углов отклонения руля и триммера, отвечающих рассматриваемому режиму.

#### Факторы, влияющие на продольную статическую устойчивость

Здесь рассматриваются только те факторы, которые не влекут за собой изменения схемы самолета и которые используются для окончательной "доделки" самолета в смысле устранения выявившихся в поверочном расчете недочетов.

1. Наиболее важный фактор — центровка самолета. Особенно эффективно изменение центровки вдоль хорды. При движении ц. т. назад устойчивость уменьшается и при движении ц. т. вперед устойчивость повышается. Диа-



Фиг. 414.

пазон возможных центровок для нормального самолета не превышает 7—8% от хорды крыла. В большинстве случаев решение вопроса об изменении устойчивости до потребного предела заключается в перемещении центровки на 2—3%.

Изменение центровки по высоте влияет на устойчивость гораздо менее, чем изменение ее вдоль хорды. При положении ц. т. вне хорды крыла степень устойчивости зависит от угла атаки: при высоком положении ц. т. устойчивость падает с увеличением угла атаки; при низком положении ц. т. устойчивость с увеличением угла атаки возрастает.

2. Изменение площади оперения ( $S_{оп}$ ) и плеча оперения ( $f$ ) влияют на продольную устойчивость в одинаковой мере. С увеличением произведения  $S_{оп}f$  степень устойчивости повышается, с уменьшением — понижается. Этот фактор, влияющий на устойчивость, достаточно эффективен, но в конструктивном отношении менее удобен, чем первый.

3. Изменение фактора  $\frac{S_p}{S_{оп}}$  оказывается, главным образом, на управляемости самолета: с увеличением отношения  $\frac{S_p}{S_{оп}}$  чувствительность к действию рулей возрастает, а с уменьшением — падает. Кроме того, изменение отношения  $\frac{S_p}{S_{оп}}$  оказывается на смещении диапазона предельных центровок: при увеличении  $\frac{S_p}{S_{оп}}$  диапазон центровок смещается вперед, в сторону меньших центровок, при уменьшении  $\frac{S_p}{S_{оп}}$  — назад.

4. Изменение установочного угла стабилизатора ( $\varphi_{ст}$ ) изменяет положение предельной передней центровки. Если конструктивная передняя центровка выходит за пределы диапазона возможных предельных центровок, полученных из расчета, то в этом случае угол установки стабилизатора целесообразно выбирать из условия обеспечения потребной передней центровки и, следовательно, задача об определении предельной центровки решается вместе с задачей о выборе установочного угла стабилизатора.

5. При наличии серво-компенсатора, как было сказано выше, устойчивость самолета с брошенной ручкой уменьшается за счет серво-компенсатора, а, следовательно, уменьшается предельная задняя центровка. Остальные виды аэродинамической компенсации на устойчивость самолета не влияют.

#### Средняя аэродинамическая хорда и ее практическое определение

Средней аэродинамической хордой любого крыла или коробки крыльев называется хорда равновеликого по площади прямоугольного крыла без поперечного  $V$ , имеющего тот же момент продольной статической устойчивости относительно сходственных осей.

Задача об определении с.а.х. допускает несколько различных решений в зависимости от принятых тех или иных дополнительных условий. Один из способов, дающий возможность довольно просто и вместе с тем достаточно точно определить с.а.х., есть способ определения по геометрическим параметрам крыла. На фиг. 415 дана схема определения с.а.х. по формулам:

$$b_a = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{l}{2}} b^2 dz; \quad x_a = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{l}{2}} x b^2 dz; \quad y_a = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{l}{2}} y b^2 dz.$$

(На фиг. 415  $OB$  — линия, соединяющая передние трети хорд по полуразмаху крыла.)

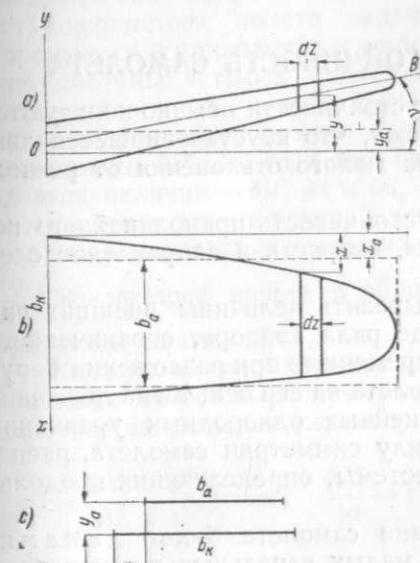
Для эллиптического крыла приведенные формулы дают следующие значения:

$$b_a = \frac{8}{3\pi} b_0 = 0,850 b_0; \quad x_a = \frac{1}{2} \left( 1 - \frac{8}{3\pi} \right) b_0 = 0,075 b_0;$$

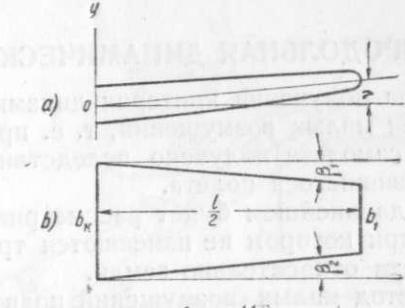
$$y_a = \frac{2}{3\pi} l \operatorname{tg} \nu = 0,212 \operatorname{tg} \nu.$$

Для трапециевидного крыла (фиг. 416):

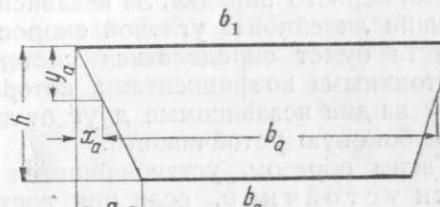
$$b_a = \frac{2}{3} \frac{1+n+n^2}{1+n} b_0; \quad x_a = \frac{1+2n}{1+n} \frac{l \operatorname{tg} \beta}{6}; \quad y_a = \frac{1+2n}{1+n} \frac{l \operatorname{tg} \gamma}{6}.$$



Фиг. 415.



Фиг. 416.



Фиг. 417.

Вообще, для крыла любой формы в плане вычисление  $b_a$ ,  $x_a$ ,  $y_a$  удобно производить методом численного интегрирования по формуле трапеций или Симпсона, для чего достаточно разбить площадь полукрыла на 5—6 трапеций.

Для биплана с.а.х. определяется по схеме фиг. 417 помощью формул:

$$b_a = \frac{k b_1 S_1 + b_2 S_2}{k S_1 + S_2}; \quad x_a = a \frac{S_2}{k S_1 + S_2}; \quad y_a = h \frac{S_2}{k S_1 + S_2},$$

где  $b_1$  и  $b_2$  с.а.х. соответственно для верхнего и нижнего крыла биплана;  $k = \frac{c_y^1}{c_y^2}$  берется из расчета бипланной коробки по методу Бетца (см. стр. 127) для  $c_y$  коробки, равного 0,25.

#### БИБЛИОГРАФИЯ

1. Fuchs R. und Horff L. Aerodynamik. — B. Schmidt. 1922.
2. Горощенко Б. Т. Расчет продольной устойчивости самолета. — „Техника возд. флота“, 1929, № 7, стр. 409—428; № 8, стр. 482—493.
3. Ведров В. С. Балансировка самолета и расчет продольной статической устойчивости. — Сборн. „Самолетостроение“ М.—Л. ГНТИ, 1931, стр. 59—68, 15 илл.
4. Аэродинамические исследования по оперению самолета. 1. Горский В. П. Исследование влияния фюзеляжа на горизонтальное оперение самолета. 2. Журавченко А. Н. Экспериментальные поправки на интерференцию фюзеляжа и оперения. 3. Горский В. П. Аэродинамические исследования горизонтальных оперений с компенсаторами и без них. — Труды ЦАГИ. 1930, № 49.
5. Могилевский М. П. и Остославский И. В. Исследование скоса потока у оперения. — „Техника возд. флота“ 1930, № 10, стр. 649—679.

6. Курицкес Я. М. Продольная устойчивость самолета, ч. I.—М.—Л., ГосавиавтоЗИД, 1931.
7. Гос Ф. Ш. Устойчивость и управляемость самолетов. Автоматическая устойчивость самолетов. (Пер. с франц. под ред. А. Н. Журавченко).—Л. Госмашметиздат, 1934.
8. Пышнов В. С. Аэродинамика самолета. Ч. II.—М.—Л. ОНТИ, 1935.
9. Мартынов А. К. и Колесов Е. И. Материалы к расчету статической устойчивости.—Труды ЦАГИ, 1936, № 278.
10. Мартынов А. К. и Колесов Е. И. Материалы к расчету статической устойчивости.—Труды ЦАГИ, 1937, № 315.
11. Колесов Е. И. Скос потока от винта в области оперения.—Труды ЦАГИ, 1937, № 315.
12. Остославский И. В. и Могилевский М. П. Скос потока у оперения самолета при крыле произвольной формы в плане.—Труды ЦАГИ, 1937, № 312.

## ПРОДОЛЬНАЯ ДИНАМИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

Для получения критерия динамической устойчивости обычно пользуются методом малых возмущений, т. е. предполагают, что неустановившееся движение самолета получено вследствие весьма малого отклонения от режима установившегося полета.

В дальнейшем будет рассматриваться устойчивость прямолинейного полета, при котором не изменяются траектория, скорость и направление осей самолета относительно земли.

Метод малых возмущений позволяет выразить величины внешних сил и моментов, действующих на самолет, в виде ряда Тейлора, ограниченного членами первого порядка. За независимые переменные при разложении берут проекции линейной и угловой скорости самолета на его оси; тогда движение самолета будет определяться системой линейных однородных уравнений с постоянными коэффициентами, которая, в силу симметрии самолета, распадается на две независимые друг от друга системы, определяющих продольную и боковую устойчивость.

Таким образом, установившееся движение самолета будет динамически устойчиво, если при достаточно малых начальных приращениях независимых переменных движения в течение всего времени движения самолета эти приращения будут оставаться сколь угодно малыми.

Следует отметить, что в настоящее время не существует общепринятого определения меры динамической устойчивости самолета.

При изучении продольной динамической устойчивости движение самолета определяется тремя уравнениями, содержащими три независимых друг от друга переменных.

Для получения уравнений движения в основу берется система осей, связанных с потоком, и за независимые переменные берутся скорость полета, угол атаки и угловая скорость вращения самолета относительно поперечной оси.

Критерий статической устойчивости  $\frac{\partial c_{mz}}{\partial \alpha}$ , получаемый из уравнения моментов с одним независимым переменным (угол атаки), не дает полного решения вопроса об устойчивости движения и является необходимым, но недостаточным условием динамической устойчивости.

### Основные уравнения

Общие уравнения движения самолета в поточных осях представляются в виде (фиг. 418):

$$m \frac{dV}{dt} - P \cos \alpha + G \sin \theta + X = 0,$$

$$mV \frac{d\alpha}{dt} - P \sin \alpha + G \cos \theta - Y = 0,$$

$$I_z \frac{d\omega_z}{dt} M_z = 0,$$

$$\frac{d\varphi}{dt} = \omega_z,$$

где  $I_z$  — момент инерции самолета относительно поперечной оси,  
 $\omega_z$  — угловая скорость самолета относительно поперечной оси (положительна при кабрировании самолета).

Эта система уравнений для общего случая продольного движения аналитически не решается, в случае же малых отклонений от режима установившегося полета задача упрощается и приводится к решению системы четырех линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами, с переменными:  $\delta V$ ,  $\delta \alpha$ ,  $\delta \varphi$  и  $\delta \omega_z$ . Три из этих величин —  $\delta V$ ,  $\delta \alpha$  и  $\delta \omega_z$  — независимы друг от друга, а четвертая  $\delta \varphi$  — связана соотношением  $\frac{d\varphi}{dt} = \omega_z$ , которое вошло в общие уравнения движения.

Каждую из этих четырех переменных можно выразить суммой членов вида  $C e^{\lambda t}$ , где  $C = \text{const}$ , а  $\lambda$  определяется из решения характеристического определителя следующего вида:

$m \ddot{\lambda} + \frac{\partial X}{\partial V} - \frac{\partial P}{\partial V} \cos \alpha_0$	$\frac{\partial X}{\partial \alpha} - Y_0$	$G \cos \theta_0$	$\frac{\partial X}{\partial \omega_z}$
$\frac{\partial Y}{\partial V} + \frac{\partial P}{\partial V} \sin \alpha_0$	$mV \ddot{\lambda} + \frac{\partial Y}{\partial \alpha} + X_0$	$-mV_0 \ddot{\lambda} + G \sin \theta_0$	$\frac{\partial Y}{\partial \omega_z} = 0$
$\frac{\partial M_z}{\partial V}$	$\frac{\partial M_z}{\partial \alpha} + \frac{\partial M_z}{\partial \omega_z} \frac{d\alpha}{d\omega_z}$	$0$	$C \ddot{\lambda} + \frac{\partial M_z}{\partial \omega_z}$
$0$	$0$	$\ddot{\lambda}$	$-1$

Индекс (0) показывает, что соответствующая величина относится к режиму установившегося полета.

Значения производных берутся при режиме начального установившегося полета.

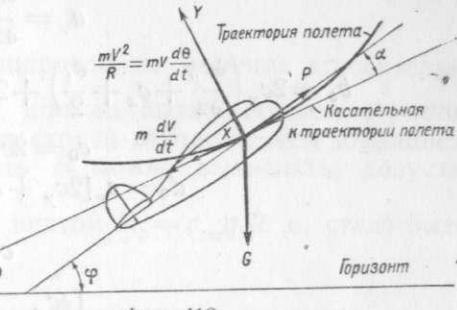
Сделав замену:

$$\frac{2m}{\rho S V_0} \lambda = \gamma,$$

считая, что тяга винта меняется линейно со скоростью полета:  $P = P_0 - \gamma V$ , направление тяги проходит через центр тяжести самолета, а  $\frac{\partial X}{\partial \omega_z}$  и  $\frac{\partial Y}{\partial \omega_z}$  равны нулю, можно получить решение характеристического уравнения четвертой степени:

$$\gamma^4 + A_1 \gamma^3 + A_2 \gamma^2 + A_3 \gamma + A_4 = 0,$$

где коэффициенты  $A_1$ ,  $A_2$ ,  $A_3$  и  $A_4$  являются функциями конструктивных и аэrodинамических свойств самолета. Приближенные выражения для этих коэфи-



Фиг. 418.

циентов будут:

$$A_1 = a_0 + \left(1 + \frac{d\Delta\alpha}{d\alpha}\right)\nu,$$

$$A_2 = b_0 + \left(a_0 + c_0 \frac{d\Delta\alpha}{d\alpha}\right)\nu + \mu,$$

$$A_3 = c_0\mu \left(b_0 + d_0 \frac{d\Delta\alpha}{d\alpha}\right)\nu + c_1 m_V,$$

$$A_4 = d_0\mu - d_1 m_V.$$

Здесь:  $a_0 = \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} + 3c_x + e_1$ ,

$$b_0 = 2c_x \left(\frac{\partial c_y}{\partial \alpha} + c_x + \frac{e_1}{2}\right) + 2c_y \left(c_y - \frac{\partial c_x}{\partial \alpha} + \frac{e_2}{2}\right) + e_1 \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} - e_2 \frac{\partial c_x}{\partial \alpha},$$

$$c_0 = 2c_x + e_1 - c_y \operatorname{tg} \theta_0,$$

$$d_0 = c_y [2c_y + e_2 - (2c_x + e_1) \operatorname{tg} \theta_0],$$

$$c_1 = -\frac{\partial c_x}{\partial \alpha}$$

$$d_1 = c_y \left[ \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} + c_x + \left( \frac{\partial c_x}{\partial \alpha} - c_y \right) \operatorname{tg} \theta_0 \right],$$

$$\nu = \frac{L^2}{i_z^2} \frac{\partial c_{mz}}{\partial \omega_z}; \quad \mu = \frac{2m}{\rho S L} \frac{L^2}{i_z^2} \frac{\partial c_{mz}}{\partial \alpha};$$

$$e_1 = \frac{2\omega \cos \alpha_0}{\rho S V_0}; \quad e_2 = -\frac{2\omega \sin \alpha_0}{\rho S V_0}; \quad m_V = \frac{2m}{\rho S L} \frac{L^2}{i_z^2} \frac{2 \frac{\partial M}{\partial V}}{\rho S V_0 L}.$$

Величины, входящие в эти выражения, определяются следующим образом:

$i_z$  — радиус инерции ( $i_z = \frac{J_z}{m}$ );

$L$  — расстояние от ц. т. самолета до оси шарниров руля высоты;

$c_x$ ,  $c_y$  и  $\rho$  берутся для того режима, для которого определяется устойчивость движения;

$\frac{\partial c_x}{\partial \alpha}$ ,  $\frac{\partial c_y}{\partial \alpha}$  и  $\frac{\partial c_{mz}}{\partial \alpha}$  определяются графическим дифференцированием кривых:  $c_x$ ,  $c_y$  и  $c_{mz}$  по  $\alpha$  для точки, определяемой  $\alpha_0$ ; при определении этих производных угол атаки нужно брать в радианах.

Значение  $\phi$  берется из принимающейся линейной зависимости тяги от скорости.

Зависимость величины  $\frac{\partial c_{mz}}{\partial \omega_z}$  от угла атаки определяется либо специальным экспериментом в аэродинамической трубе<sup>7</sup>, либо по приближенной формуле:

$$\frac{\partial c_{mz}}{\partial \omega_z} = 1,25 k \frac{\partial c_y}{\partial \alpha_{\text{оп}}} \frac{S_{\text{оп}}}{S} \left( \frac{L_0}{L} \right)^2,$$

где  $k = \frac{V_{\text{оп}}^2}{V^2}$  и  $L_0$  — расстояние от ц. т. до ц. д. на горизонтальном оперении.

Величина  $k$  может вычисляться по какой-либо из существующих формул или определяться из опытных данных. В формуле для  $\frac{\partial c_{mz}}{\partial \omega_z}$  принимается, что в случае моторного полета либо все оперение находится в струе винта либо

оно целиком находится вне струи. В ином случае нужно определить  $\frac{\partial c_m}{\partial \omega_z}$  отдельно для каждой части оперения и потом их суммировать.

Коэффициент 1,25 взят для учета демпфирования от фюзеляжа и крыльев. Величина этого коэффициента для самолетов различной конструкции может колебаться между значениями 1,15—1,35.

Величина  $\frac{d\Delta\alpha}{d\alpha}$  определяется из зависимости угла скоса потока от угла атаки самолета путем дифференцирования. С известными приближениями в расчетах можно положить  $\frac{d\Delta\alpha}{d\alpha}$  постоянным на всех летных углах атаки, и равным 0,5.

Величина  $\frac{\partial M_z}{\partial V}$  определяется дифференцированием момента относительно поперечной оси самолета. Этот момент должен быть вычислен с учетом торможения скорости и обдувки оперения струей винта, причем коэффициент нагрузки на ометаемую винтом площадь  $B$  можно вычислять, допустив линейную зависимость тяги от скорости.

Для случая полета с неработающим винтом  $M_z = c_{mz} q S L$  и, стало быть,  $\frac{\partial M_z}{\partial V} = 2 \frac{M_{z0}}{V} = 0$ .

При вычислении коэффициентов характеристического уравнения пренебрегают производными  $\frac{\partial c_x}{\partial \omega_z}$ ,  $\frac{\partial c_y}{\partial \omega_z}$ , аналогичными производной  $\frac{\partial c_{mz}}{\partial \omega_z}$ .

Величина  $\frac{\partial c_x}{\partial \omega_z}$  мала и нельзя ожидать, чтобы она сколько-нибудь изменила значение коэффициентов характеристического уравнения. Величина  $\frac{\partial c_y}{\partial \omega_z}$  на некоторых режимах достигает больших значений и может довольно заметно изменить характеристику устойчивости; однако ею пренебрегают ввиду отсутствия фактического материала.

Найдя корни характеристического уравнения и зная начальное отклонение самолета от режима установившегося полета, можно определить движение самолета и найти устойчив ли он или неустойчив на данном режиме полета.

Если интересоваться только последним вопросом, то такой ответ можно получить и не находя корней характеристического уравнения. Для устойчивости движения должны выполняться условия, налагаемые на коэффициенты характеристического уравнения<sup>8</sup>, а именно:

$$A_1 > 0; \quad A_2 > 0; \quad A_3 > 0; \quad A_4 > 0; \\ R = (A_1 A_2 - A_3) A_3 - A_2^2 A_4 > 0.$$

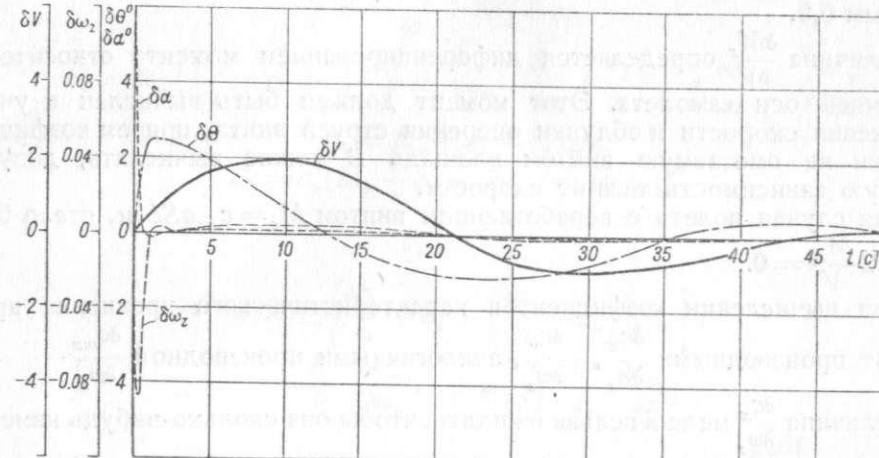
Коэффициенты  $A_1$ ,  $A_2$  и  $A_3$  практически всегда положительны и условия устойчивости могут нарушаться либо за счет коэффициента  $A_4$  либо за счет дискриминанта Рута  $R$ . Если становится отрицательным коэффициент  $A_4$ , то неустойчивое движение будет апериодически расходящимся. В случае, если  $R < 0$ , то неустойчивость будет типа возрастающих колебаний. На практике встречается обычно неустойчивость апериодическая, второй же вид неустойчивости наблюдается только в редких случаях.

### Два вида продольных колебаний самолета

Характеристическое уравнение имеет четыре корня, определяющих собой возмущенное движение самолета. В случае статически устойчивого самолета ( $\frac{\partial c_{mz}}{\partial \alpha}$  положительно и не очень мало) обычно бывает, что ха-

теристическое уравнение имеет две пары взаимно сопряженных комплексных корней, причем модуль одной пары значительно больше модуля другой. Эти две пары корней уравнения соответствуют двум видам колебательных движений. Первый вид — быстрые колебания: они имеют небольшой период, порядка 2—4 сек. и очень быстро затухают, так что практически заметить их довольно трудно. Быстрые колебания связаны в основном с вращением самолета относительно центра тяжести. Эти колебания легко поддаются математическому исследованию.

Другой вид колебаний, так называемых фугоидных, представляет собой колебания центра тяжести самолета, и связан в основном с изменением скорости и траектории движения. Фугоидные колебания имеют большой



Фиг. 419.

период, обычно порядка 20—40 сек., и сравнительно медленно затухают. Этот вид колебаний трудно подвергнуть достаточно точному математическому анализу.

В качестве примера на фиг. 419 показано изменение по времени величин  $\delta V$ ,  $\delta\alpha$ ,  $\delta\varphi$  и  $\delta\omega_z$  для возмущенного движения самолета.

На основе такого разделения возмущенного движения самолета на два вышеописанных типа, построен приближенный способ определения корней характеристического уравнения. С точностью, вполне достаточной для целей практики, это уравнение в подавляющем большинстве случаев можно заменить двумя квадратными следующего вида:

$$(\chi^2 + A_1\chi + A_2) \left[ \chi^2 + \left( \frac{A_3}{A_2} - \frac{A_1 A_4}{A_2^2} \right) \chi + A_4 \right] = 0.$$

Первое из этих уравнений определяет быстрые колебания и их устойчивость, второе — фугоидные.

В случае, если характеристическое уравнение имеет только два взаимно сопряженных комплексных корня и два корня действительных или все четыре корня действительных, то переменные  $\delta V$ ,  $\delta\alpha$ ,  $\delta\varphi$  и  $\delta\omega_z$  выражаются функциями одного из следующих видов:

$$\begin{aligned} & C_1 e^{\lambda_1 t} + C_2 e^{\lambda_2 t} + C_3 e^{\xi t} \sin(\eta t + \gamma) \\ & C_1 e^{p t} \sin(qt + \gamma_1) + C_2 e^{\lambda_3 t} + C_3 e^{\lambda_4 t} \\ & C_1 e^{\lambda_1 t} + C_2 e^{\lambda_2 t} + C_3 e^{\lambda_3 t} + C_4 e^{\lambda_4 t}, \end{aligned}$$

где  $C_1, C_2, C_3, C_4$ ;  $\gamma$  и  $\gamma_1$  — постоянные и  $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4$ ;  $p + q i$ ,  $p - q i$ ;  $\xi + \eta i$  и  $\xi - \eta i$  — корни характеристического уравнения, взятые в различных комбинациях.

В этом случае имеет место либо комбинация апериодического движения и колебаний, либо чисто апериодическое движение.

Из последних выражений видно, что для устойчивости движения необходимо, чтобы вещественные части всех четырех корней характеристического уравнения были отрицательны. Быстрые колебания всегда затухают и устойчивость нарушается в части фугоидного движения самолета.

В отношении влияния отдельных конструктивных параметров и аэродинамических характеристик на устойчивость движения вопрос легко решается для быстрых колебаний — они всегда затухают. В отношении же пары малых корней трудно сделать четкое заключение о влиянии отдельных конструктивных факторов на устойчивость. Во многих случаях только из подробного расчета на динамическую устойчивость можно увидеть, какими изменениями можно улучшить характеристику самолета.

Наиболее легко изменяемыми факторами для конструктора являются величины  $\mu$ ,  $\nu$  и  $m_V$ , от которых в очень сильной степени зависит характеристика устойчивости самолета. Важной величиной в этом смысле является также коэффициент статической устойчивости. В таблице XLIII представлены корни характеристического уравнения при различных значениях коэффициента  $\frac{dc_{mz}}{da}$  (пример взят из <sup>6</sup>).

Таблица XLIII

$\frac{dc_{mz}}{da}$	Корни характеристического уравнения		
	Быстрые колебания	Медленные колебания	
Статическая устойчивость	$+0,458$	$-3,75 \pm 3,02 i$	$-0,0408 \pm 0,238 i$
	$+0,344$	$-3,75 \pm 2,50 i$	$-0,0412 \pm 0,213 i$
	$+0,228$	$-3,74 \pm 1,86 i$	$-0,0437 \pm 0,190 i$
	$+0,114$	$-3,73 \pm 0,928 i$	$-0,0508 \pm 0,141 i$
	$+0,0573$	$-4,58$	$-0,056 \pm 0,092 i$
Статическая неустойчивость	$0$	$-5,18$	$-0,1275$
	$-0,0573$	$-5,6$	$0,075$
	$-0,114$	$-5,97$	$-0,2307$
	$-0,172$	$-6,23$	$0,121$
			$0,175$
	$-0,228$	$-6,5$	$0,222$
		$-0,642 \pm 0,212 i$	
		новое колебание	

#### БИБЛИОГРАФИЯ

1. Bairstow. Applied aerodynamics.—L. Longmans, Green and Co, 1920.
1. Glauert H. A non-dimensional form of the stability equations of an aeroplane.—ARC R. & M., 1927, N 1093.
3. Gates S. B. A survey longitudinal stability below the stall with an abstract for designers' use.—ARC R. & M., 1927, N 1118.
4. Fuchs R., Hopf L. und Seewald F. Aerodynamik.—B. Springer, 1934.
5. Roy M. Sur l'étude théorique et expérimentale de la stabilité des régimes de vol des avions.—"Bull. de l'Association techn. marit. et aéron." 1931, N 35, p. 619—640.
6. Гос. Ф. Ш. Устойчивость и управляемость самолетов. Автоматическая устойчивость самолетов. (Пер. с франц. под ред. А. Н. Журавченко). Л. Госмашметиздат, 1934.
7. Калачев Г. С. О продольной динамической устойчивости самолета. — Труды ЦАГИ, 1936, № 235.
8. Routh. Advanced rigid dynamics, 5 edition, 1892.

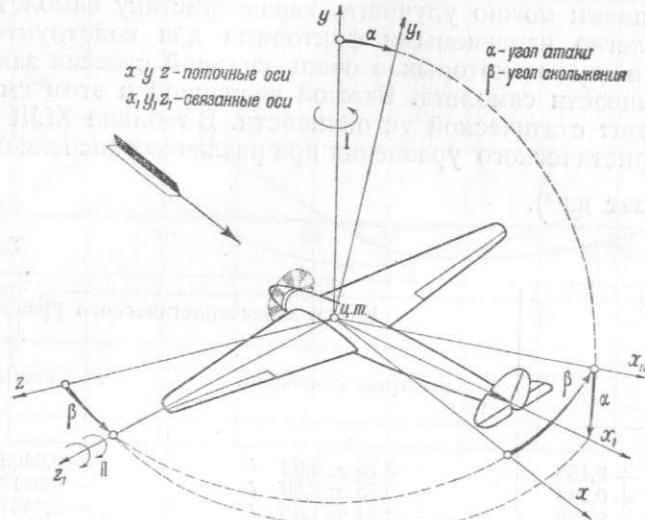
## БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

Понятие о боковой устойчивости связано с устойчивостью самолета относительно двух осей — оси  $Ox$  и оси  $Oy$ .

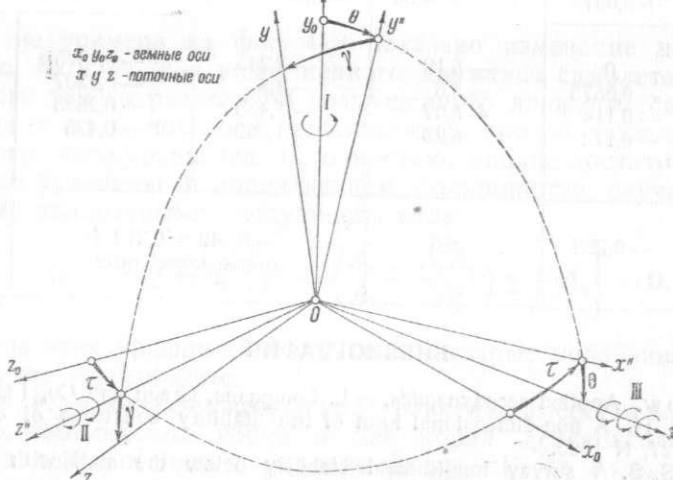
Боковое движение самолета определяется тремя независимыми переменными: угловой скоростью относительно вертикальной оси  $\frac{d\tau}{dt}$ , углом крена  $\gamma$  и углом скольжения  $\beta$ .

### Боковая динамическая устойчивость самолета

На фиг. 420 и 421 представлены оси координат, к которым отнесены уравнения движения самолета.



Фиг. 420.



Фиг. 421.

Уравнения проекций боковых сил на ось  $Oz$ , а также уравнения моментов относительно осей  $Ox$  и  $Oy$  имеют следующий вид:

$$ma_z = Z_\phi + Z_{v.o} \gamma + Z_{kp} + Z_t + Z_r,$$

$$mi_x^2 \omega'_x = M_{x \omega_x} + M_{x \beta} + M_{x \omega_y},$$

$$mi_y^2 \omega'_y = M_{y \omega_y} + M_{y \beta} + M_{y \omega_x},$$

где

$$ma_z = \frac{G}{g} V \cos \theta \frac{d\tau}{dt} - \text{боковая сила инерции};$$

$$Z_\phi = \frac{\partial c_z}{\partial \beta} \beta S_\phi q - \text{боковая сила от фюзеляжа};$$

$$Z_{v.o} = \frac{\partial c_{z v.o}}{\partial \beta} \beta S_{v.o} q - \text{боковая сила от вертикального оперения};$$

$$Z_{kp} = -\frac{\partial c_{z kp}}{\partial \beta} \beta S q - \text{боковая сила сопротивления крыла при скольжении};$$

$$Z_t = P \sin \beta - \text{боковая, составляющая от силы тяги винта при скольжении};$$

$$Z_r = G \cos \theta \cdot \sin \gamma - \text{боковая, составляющая от веса самолета при крене } \gamma;$$

$$S_\phi - \text{проекция боковой поверхности фюзеляжа на плоскость симметрии самолета};$$

$$\theta - \text{угол между горизонталью и траекторией полета};$$

$$mi_x^2 \omega'_x = \frac{G}{g} i_x^2 \frac{d\omega_x}{dt} - \text{инерционные моменты около оси } x;$$

$$M_{x \omega_x} = c_y \frac{\rho}{2} SV \frac{l^2}{12} \omega_x - \text{демпфирующий момент крена от крыла;}$$

$$M_{x \beta} = -\left( c'_{mxo} + \frac{1}{2} c'_y \frac{l_r}{l} \frac{\phi}{2} \right) q S l \beta - \text{момент поперечной устойчивости крыла при скольжении с углом } \beta;$$

$$M_{x \omega_y} = -\frac{1}{2} c_y \frac{\rho}{2} SV l^2 \left( \frac{i_n}{l} \frac{\omega_y}{2} \right) \omega_y - \text{момент крена крыла от рыскания;}$$

$$i_x - \text{радиус инерции самолета около оси } x;$$

$$\omega'_x - \text{угловое ускорение около оси } x;$$

$$c'_{mxo} = \frac{dc_{mxo}}{d\beta} - \text{производная коэффициента момента крыла относительно оси } x \text{ без поперечного } V; \text{ положительный знак величины } c'_{mxo} \text{ соответствует обычному наклону кривой } c_{mx} \text{ по } \beta \text{ (из 2-го в 4-й квадрант);}$$

$$l_r - \text{расстояние от продольной оси самолета до центра тяжести геометрической формы полукрыла в плане;}$$

$$\phi - \text{угол поперечного } V \text{ крыла в радианах;}$$

$$i_n - \text{геометрический радиус инерции площади кривой распределения нормальных сил по крылу;}$$

$$\omega_y - \text{угловая скорость самолета около оси } y;$$

$m i_y^2 \omega'_y$  — инерционные моменты самолета около оси  $y$ ;  
 $M_{y\omega_y} = (c_{d0} S l^2 + c'_{y_{t.b.0}} S_{b.0} L_{b.0}^2) \frac{\rho}{2} V \omega_y$  — демпфирующий момент рыскания от фюзеляжа, крыла и вертикального оперения;  
 $M_{y\beta} = (c'_{myo} S l + c'_{y_{t.b.0}} S_{b.0} L_{b.0}) q \beta$  — момент устойчивости относительно оси  $y$ , возникающий при скольжении  $\beta$  от вертикального оперения и модели без вертикального оперения;  $M_y$ , возникающим от крыла при скольжении, пренебрегают;  
 $M_{y\omega_x} = -c_r \frac{\rho}{2} S V \frac{l^2}{12} \omega_x$  — момент рыскания от крена крыла;  
 $i_y$  — радиус инерции самолета около оси  $y$ ;  
 $c_{d0} = \frac{1}{2} \left[ c_{x_1} \left( \frac{i_t}{l} \right)^2 + \frac{M_{x\phi_y} (\text{фюз+кр})}{S l \left( \frac{l \omega_y}{2V} \right) q} \right]$  — коэффициент демпфирования от фюзеляжа и крыла при рыскании;  
 $i_t$  — геометрический радиус инерции площади крылья распределения тангенциальных сил по крылу при рыскании;  
 $c_r$  — коэффициент момента рыскания от крена;  
 $c'_{myo}$  — производная коэффициента момента крыла без попечерного  $V$  относительно оси  $y$ ; положительно при обычном течении кривой  $c_{my}$  по  $\beta$  (из первого в третий квадрант).

Пользуясь методом малых возмущений, решение системы трех полученных выше дифференциальных уравнений приводят к решению характеристического уравнения четвертой степени следующего вида:

$$\lambda^4 + B_1 \lambda^3 + B_2 \lambda^2 + B_3 \lambda + B_4 = 0,$$

где  $B_1$ ;  $B_2$ ;  $B_3$  и  $B_4$  — коэффициенты характеристического уравнения;

$$B_1 = m_8 + m_4 + m_2;$$

$$B_2 = m_8 m_4 - m_7 m_5 + m_3 + m_2 (m_8 + m_4);$$

$$B_3 = m_8 m_3 - m_6 m_5 + m_2 \cos \theta - m_3 \sin \theta + m_2 (m_8 m_4 - m_7 m_5);$$

$$B_4 = (m_6 m_4 - m_7 m_3) \cos \theta - (m_8 m_3 - m_6 m_5) \sin \theta;$$

$$m_2 = \left[ -c'_{z\phi} \frac{S_\phi}{S} + c'_{y_{t.b.0}} \frac{S_{b.0}}{S} + c_x \right];$$

$$m_3 = \left( \frac{l}{i_y} \right)^2 \left[ c'_{myo} + c'_{y_{t.b.0}} \frac{S_{b.0} L_{b.0}}{S} \right];$$

$$m_4 = \left( \frac{l}{i_y} \right)^2 \left[ c_{d0} + c'_{y_{t.b.0}} \frac{S_{b.0}}{S} \left( \frac{L_{b.0}}{l} \right)^2 \right];$$

$$m_5 = \left( \frac{l}{i_y} \right)^2 c_r;$$

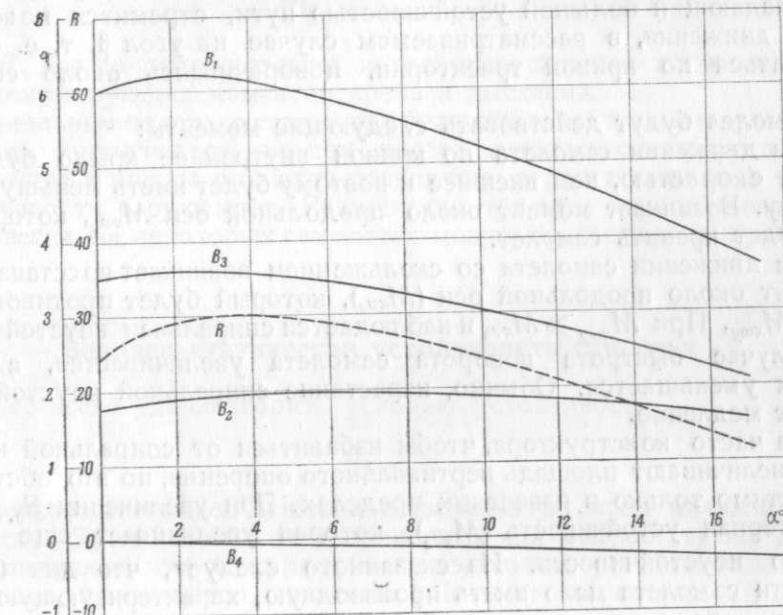
$$m_6 = \left( \frac{l}{i_x} \right)^2 \left[ c'_{mxo} + c'_y \frac{l_r \phi}{2} \right];$$

$$m_7 = \left( \frac{l}{i_x} \right)^2 \left[ \frac{c_{y_1}}{2} \left( \frac{i_n}{l} \right)^2 \right];$$

$$m_8 = \left( \frac{l}{i_x} \right)^2 \left[ \frac{c'_y}{12} \right].$$

Величины  $c'_x$ ,  $c'_y$  и  $c'_{mx}$  получаются путем дифференцирования кривых  $c_x$ ,  $c_y$  по  $\alpha$ .

Величины  $c'_{mx}$ ;  $c'_{my}$ ;  $c'_z$ ;  $c_{y_{t.b.0}}$ ;  $c'_{z\phi}$ ;  $c'_{myo}$  и  $c_{mxo}$  определяются дифференцированием соответствующих кривых по углу скольжения  $\beta$ .



Фиг. 422.

Признаком боковой динамической устойчивости самолета по Руту является соблюдение неравенств:

$$B_1 > 0; B_2 > 0; B_3 > 0; B_4 > 0$$

$$R = B_1 B_2 B_3 - B_3^2 - B_1^2 B_4 > 0,$$

где  $R$  — дискриминант характеристического уравнения 4-й степени.

На фиг. 422 представлены в виде примера коэффициенты характеристического уравнения  $B_1$ ,  $B_2$ ,  $B_3$ ,  $B_4$  и  $R$  по углам атаки  $\alpha$  для одномоторного самолета, моноплана, имеющего следующие данные:

$$G = 1400 \text{ кг}, S = 16 \text{ м}^2, S_{b.0} = 1,6 \text{ м}^2, l = 11 \text{ м}, L_{b.0} = 4 \text{ м}.$$

Характеристическое уравнение 4-й степени приближенно может быть представлено в следующем виде:

$$\left( \lambda + \frac{B_4}{B_3} \right) \left( \lambda + B_1 \right) \left( \lambda^2 + \frac{B_2}{B_1} \lambda + \frac{B_3}{B_1} \right) = 0.$$

Последнее приводит к трем уравнениям:

$$\lambda_1 + \frac{B_4}{B_3} = 0; \quad \lambda_2 + B_1 = 0$$

и

$$\lambda_{3,4}^2 + \frac{B_2}{B_1} \cdot \lambda_{3,4} + \frac{B_3}{B_1} = 0.$$

Решение первого уравнения:  $\lambda_1 = -\frac{B_4}{B_3}$ . Если  $B_4 < 0$ , а  $B_3 > 0$ , то  $\lambda_1 > 0$ . В этом случае получается, обычно, апериодическое движение с возрастающей амплитудой, которое характеризует спиральную неустойчивость. Это явление происходит следующим образом: самолет получил крен на угол  $\gamma$ ; при этом появляется боковая сила от веса, равная  $G \sin \gamma$ ; эта сила заставляет двигаться самолет в сторону по оси  $z$  со скоростью  $V_z$ ; самолет, обладающий большой устойчивостью пути, стремится повернуться в сторону движения, в рассматриваемом случае на угол  $\beta$ , т. е. он начинает двигаться по кривой траектории, поворачиваясь около связанной оси  $Oy_1$ .

На самолет будут действовать следующие моменты:

a) При движении самолета по кривой внутреннее крыло будет итти с меньшей скоростью, чем внешнее и поэтому будет иметь меньшую подъемную силу. Возникает момент около продольной оси  $M_{xw_y}$ , который еще больше будет кренить самолет.

b) При движении самолета со скольжением возникает восстанавливающий момент около продольной оси ( $M_{xv_z}$ ), который будет противоположен по знаку  $M_{xw_y}$ . При  $M_{xw_y} > M_{xv_z}$  наблюдается спиральная неустойчивость. В этом случае быстрота поворота самолета увеличивается, а радиус траектории уменьшается. Обычно, нарастание спиральной неустойчивости происходит медленно.

Весьма часто конструктора, чтобы избавиться от спиральной неустойчивости, увеличивают площадь вертикального оперения, но это обстоятельство допустимо только в известных пределах. При увеличении  $S_{B,0}$  возрастает флюгерная устойчивость ( $M_{xv_z}$ ), которая увеличивает еще больше спиральную неустойчивость. Из сказанного следует, что для боковой устойчивости самолета мало иметь производную, характеризующую устойчивость пути  $\frac{dc_{my}}{d\beta} > 0$  и производную, определяющую поперечную устойчивость  $\frac{dc_{mx}}{d\beta} > 0$ , но необходимо, чтобы они находились в определенных соотношениях. Матьяс дает следующие условия:

$$\frac{c'_{mx}}{c'_{my}} \geq \frac{1}{8} \frac{c_{y_1}}{(c'_{my} - c'_{myo}) \frac{L_{B,0}}{l}}$$

Из второго уравнения следует:

$$\lambda_2 = -B_1;$$

обычно  $B_1 > 0$ ; следовательно:

$$\lambda_2 < 0.$$

В этом случае получается быстро затухающее апериодическое движение самолета около продольной оси  $Ox_1$ . Практически это движение почти незаметно благодаря большим погашающим моментам.

Из третьего уравнения:

$$\lambda^2 + \frac{B_2}{B_1} \lambda + \frac{B_3}{B_1} = 0$$

получаются, обычно, комплексные корни следующего вида:

$$\lambda_{3,4} = -\alpha \pm i\omega$$

Ввиду отрицательного знака действительной части получается затухающее колебательное движение около оси  $Oy_1$ . Корни этого уравнения характеризуют устойчивость пути самолета.

Условие боковой динамической устойчивости можно представить для всех нормальных полетных режимов в виде двойного неравенства:

$$\frac{B_2}{B_1} B_3 > B_4 > 0,$$

где  $B_1$  и  $B_3$  всегда положительны и требуют, главным образом, положительных демпфирующих моментов крена и рыскания.

В нормальном полете, а также при больших докритических углах атаки, эти условия выполняются, но при полете закритическими углами атаки демпфирующие моменты рыскания становятся отрицательными и все условия устойчивости нарушаются. Возмущение при этом неустойчивое состояния равновесия на некоторых самолетах может привести к срыву в штопор.

### Боковая статическая устойчивость самолета

Труднее всего удовлетворить условию устойчивости

$$B_4 > 0.$$

Это неравенство имеет решающее значение во всем анализе боковой устойчивости.  $B_4$  не зависит от инерционных сил и играет ту же роль для бокового движения, что и статическая продольная устойчивость в теории возмущенного продольного движения. Поэтому выражение  $B_4 > 0$  часто связывают со статической боковой устойчивостью, являющейся необходимым, но недостаточным условием боковой устойчивости самолета. Для современных самолетов, в большинстве случаев, статической устойчивости ( $B_4 > 0$ ) в первом приближении достаточно для обеспечения динамической устойчивости. Условие статической боковой устойчивости представляется в следующем виде:

$$B_4 = (m_6 m_4 - m_7 m_3) \cos \theta - (m_8 m_3 - m_6 m_5) \sin \theta.$$

Вторая скобка для горизонтального полета при закрепленных рулях может быть отброшена; поэтому  $B_4 > 0$  может быть выражено следующим образом:

$$B_4 = m_6 m_4 - m_7 m_3 > 0;$$

или в развернутом виде:

$$\left[ \left( c'_{mho} + c'_y \frac{2l_r \Phi_{rad}}{l} \right) Sl \right] \left[ c_{do} Sl^2 + c'_{y_{B,0}} S_{B,0} L_{B,0}^2 \right] - \left[ \frac{c_{y_1}}{2} \left( \frac{2l_r}{l} \right)^2 \cdot Sl^2 \right] \left[ c'_{myo} Sl + c'_{y_{B,0}} S_{B,0} L_{B,0} \right] > 0,$$

где первый множитель ( $m_6$ ) представляет величину, характеризующую статическую поперечную устойчивость  $\frac{dc_{mx}}{d\beta}$ .

Второй множитель ( $m_4$ ) характеризует демпфирующий момент рыскания. Множитель ( $m_7$ ) представляет собой момент крена от рыскания.

Множитель ( $m_8$ ) характеризует статическую устойчивость пути:  $\frac{dc_{my}}{d\beta}$ .

$$c'_{mxy} = \begin{cases} 0,017 & \text{для полутораплана при } \alpha=0 \\ 0,020 & \text{для двухмоторного моноплана при } \alpha=0 \end{cases}$$

$c'_y$  — можно брать по результатам испытаний или подсчитать теоретически (в среднем  $c'_y \approx 4,3$ ).

Величина  $\frac{2l}{l}$  в зависимости от формы крыла в плане меняется следующим образом:

$$\text{прямоугольное крыло } \frac{2l}{l} = 0,50;$$

$$\text{эллиптическое крыло } " = 0,42;$$

$$\text{параболическое крыло } " = 0,40;$$

$$\text{треугольное крыло } " = 0,33;$$

$\psi$  — меняется от 2 до  $10^\circ$  (угол поперечного  $V$  крыла);

$$c_{do} = \begin{cases} 0,00676 & \text{для одномоторного полутораплана при } \alpha=0; \\ 0,01376 & \text{для двухмоторного моноплана при } \alpha=0. \end{cases}$$

$$c'_{y_{B_o}} = \frac{dc_{y_{B_o}}}{d\beta} \approx 2,5 \text{ в среднем на малых углах скольжения.}$$

Выражение  $\frac{2i_n}{l}$  меняется в зависимости от закона распределения циркуляций по полукрылу следующим образом:

$$\text{прямоугольный } \frac{2i_n}{l} = 0,33;$$

$$\text{эллиптический } " = 0,31;$$

$$\text{полуэллиптический } " = 0,25;$$

$$\text{параболический } " = 0,23.$$

$$c'_{myo} = \frac{dc_{myo}}{d\beta} = \begin{cases} 0,045 & \text{для полутораплана при } \alpha=0, \\ 0,126 & \text{для двухмоторного моноплана при } \alpha=0. \end{cases}$$

Основные средства к достижению статической боковой устойчивости самолета следующие:

- 1) хорошая поперечная устойчивость;
- 2) большие демпфирующие моменты рыскания;
- 3) возможно меньшие моменты крена от рыскания;
- 4) соответственная величина статической устойчивости пути при данной поперечной устойчивости.

Для воздействия на моменты относительно оси ручки конструктор может оперировать:

- 1) площадью вертикального оперения  $S_{B_o}$ ;
- 2) наклоном кривой  $c_{y_{B_o}}$  по  $\beta$ , т. е.  $c'_{y_{B_o}}$ ;
- 3) плечом вертикального оперения  $L_{B_o}$ .

Увеличение площади вертикального оперения  $S_{B_o}$ , при неизменной длине хвоста, дает повышение боковой устойчивости, если:

$$\sigma > \delta;$$

здесь:

$$\delta = 1 + \frac{c_{do} S l^2}{c'_{y_{B_o}} S_{B_o} L_{B_o}^2}$$

— коэффициент относительного демпфирования при рыскании; он мало меняется по величине и обычно равен от 1,2 до 1,4;

$$\sigma = 1 + \frac{c'_{myo} S l}{c'_{y_{B_o}} S_{B_o} L_{B_o}}$$

— коэффициент относительной устойчивости пути; он весьма сильно зависит от конструктивных параметров и величина его меняется от 0 до 1,4, а в некоторых случаях и выше.

Неравенство  $\sigma > \delta$  обычно не соблюдается и можно сказать, что увеличение площади вертикального оперения часто ведет к уменьшению статической боковой устойчивости. Это объясняется различным относительным участием вертикального оперения в демпфировании рыскания и в устойчивости пути.

Необходимая величина  $S_{B_o}$  для боковой устойчивости самолета может быть найдена по формуле Маттьяса, ранее приведенной.

Кроме того, могут быть применены две эмпирических прикидочных формулы:

$$S_{B_o} \geq 0,025 \frac{l}{L_{B_o}} S$$

$$S_{B_o} = 0,02 \frac{l}{L_{B_o}} S + \frac{l_\Phi S_\Phi}{2L_{B_o}}$$

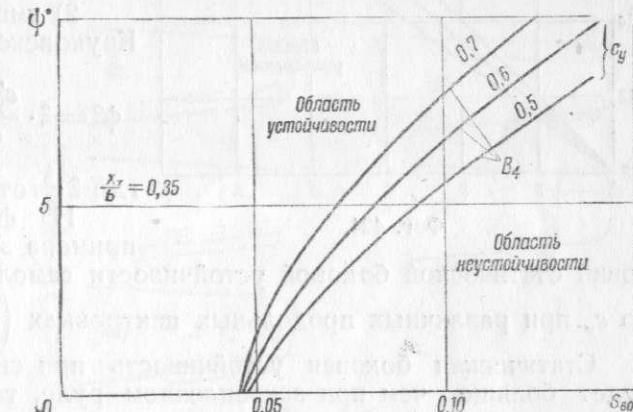
— формула Корвин-Круковского (из условий хорошей управляемости самолета);

— формула Вуда (из условий хорошей маневренности).

На фиг. 423 представлены подсчитанные для некоторого самолета минимальные условия статической боковой устойчивости, в зависимости от относительной величины площади вертикального оперения. Из приведенного графика видно, что в данном случае с увеличением  $S_{B_o}$ , при одном и том же  $\alpha$ , статическая боковая устойчивость самолета уменьшается.

Увеличение  $L_{B_o}$  без изменения  $S_{B_o}$ , дает повышение боковой устойчивости, если:

$$\sigma > \frac{\delta}{2}.$$



Следовательно, увеличение длины хвоста не всегда дает повышение боковой устойчивости. Увеличение  $L_{B_o}$  дает улучшение боковой устойчивости при условии сохранения одной и той же величины устойчивости пути  $\sigma$ , путем соответственного уменьшения  $S_{B_o}$ .

С увеличением размаха крыла  $l$  боковая устойчивость уменьшается. Последнее вытекает из следующих положений: в выражении  $B_4 > 0$  момент поперечной устойчивости растет линейно с размахом; момент крена от рыскания, в том же выражении, растет пропорционально квадрату размаха.

Статическая боковая устойчивость самолета уменьшается с возрастанием  $c_y$ , т. е. ведет себя совершенно по иному, чем продольная устойчивость. Это

обстоятельство понуждает к известному ограничению требований, предъявляемых к статической боковой устойчивости самолета, поскольку не найдены мероприятия, противодействующие возрастанию момента крена от рыскания при увеличении  $c_y$  или  $\alpha$ .

По мнению Матьяса, следует считать достаточным, если граница нестабильности самолета соответствует, примерно, режиму наивыгоднейшего планирования.

Можно несколько уменьшить падение статической боковой устойчивости с возрастанием  $\alpha$  закручиванием крыльев, но это приводит к ухудшению летных качеств самолета.

У крыльев с зостреными очертаниями к концу, без геометрической закрученности, моменты крена от рыскания меньше, чем у крыльев прямоугольного очертания.

Основными условиями боковой устойчивости является достаточная поперечная устойчивость. Только при ее помощи, в соединении с всегда положительными в нормальном полете демпфирующими моментами рыскания, может быть удовлетворено условие  $B_4 > 0$ .

Наиболее эффективным средством для достижения поперечной устойчивости является поперечное  $V$  крыла, которое можно считать по следующим формулам:

1) теоретической формуле Матьяса:

$$\Phi_{\text{рад}} = \frac{0,667 c_{y1} \frac{l}{L_{\text{в.о}}} \frac{\sigma}{\delta} - 4 c'_{mx0}}{c'_y \left[ 1 - \left( \frac{2l_n}{l} \right)^2 \right]},$$

где  $2l_n$  — размах центроплана, не имеющего поперечного  $V$ .

2) эмпирической формуле Корвин-Круковского:

$$\Phi^o = \xi \cdot \frac{c'_{y\text{в.о}}}{c'_y} \left[ \frac{S_{\text{в.о}}}{S} \left( \frac{L_{\text{в.о}}}{l} - \frac{S_\Phi l_\Phi}{2Sl} \right) \right],$$

Фиг. 424.

На фиг. 424 приведена в виде примера зависимость минимальных условий статической боковой устойчивости самолета от поперечного  $V$  крыла по  $c_y$  при различных продольных центровках  $(\frac{x_t}{b})$ .

Статическая боковая устойчивость при свободном руле направления будет больше, чем при закрепленном руле, так как свободный руль направления по действию равнозначен уменьшению площади вертикального оперения.

При моторном полете следует ожидать такого же влияния на боковую устойчивость самолета, какое вызывает увеличение вертикального оперения, примерно, в отношении квадратов скоростей в струе винта и скорости полета.

При одинаковой поступательной скорости самолет поэтому будет статически менее устойчив, чем при планировании.

#### БИБЛИОГРАФИЯ

1. Гончаров Б. Ф. Подбор органов управления самолета. — Техн. заметки ЦАГИ 1934, № 34.

2. Korvin-Kroukovsky B. V. Proportioning the plane for lateral stability. — Aviation (Aeronautical engineering Supplement) 1928, v. XXVI, № 3, p. 8—13, 16 (см. Eng. Index 1929).

3. Wood K. D. Technical aerodynamics. Chapter 8. — N. Y. College of engineering, Cornell University, 1935.

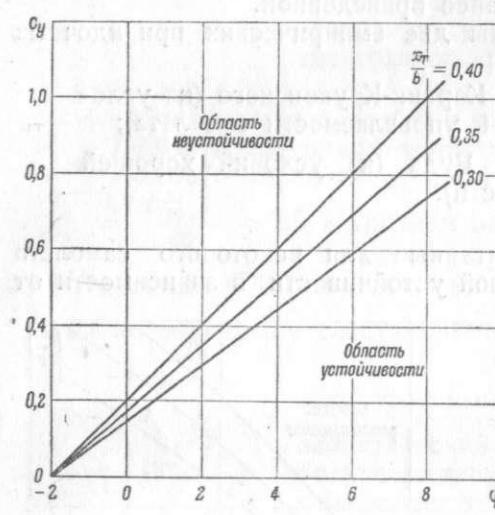
4. Bleink H. Göttingen Sechskomponentenmessungen an Flügeln mit V-Form, Pfeilform und Verwindung. — „DVL-Jahrbuch“ 1929, p. 183—194.

5. Mathias G. Die Seitenstabilität des ungesteuerten Normalflüdes und ihre technischen Vorbedingungen. — „ZFM“ 1932, № 7, p. 193—199; № 8, p. 224—232.

6. Fuch R. und Bagaloff A. V. Zur Theorie der Seitenbewegung des Flugzeuges. — „DVL-Jahrbuch“ 1927, p. 67—75.

7. Тарг. Исследование работы вертикального оперения. — Техн. заметки ЦАГИ 1935, № 51.

8. Щербаков Г. Боковая устойчивость самолетов. — Техн. заметки ЦАГИ 1935, № 72.



На фиг. 424 приведена в виде примера зависимость минимальных условий статической боковой устойчивости самолета от поперечного  $V$  крыла по  $c_y$  при различных продольных центровках  $(\frac{x_t}{b})$ .

При помощи элеронов осуществляется поперечное управление самолетом, т. е. уничтожение крена, возникающего в горизонтальном полете, например, от несимметрии крыла, реактивного момента винта, случайных порывов и т. п., а также своевременное создание, поддержание и уничтожение крена при выполнении виража и других эволюций самолета.

#### ТИПЫ ЭЛЕРОНОВ

На фиг. 425 показаны элероны нескольких типов.

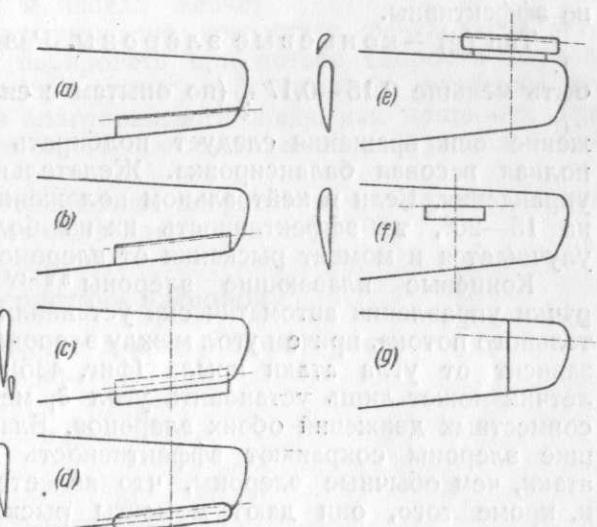
Типы (a) и (b) — обычные элероны, применяющиеся на большинстве самолетов<sup>1,2</sup>, представляют собой подвижную хвостовую часть профиля крыла, отклонение которой изменяет вогнутость профиля и, следовательно, его аэродинамические характеристики. При тщательном выполнении сопряжения элеронов с крылом лобовое сопротивление крыла увеличивается незначительно. В типе (b) легче обеспечить жесткость конца элерона и его крепления.

На быстроходных самолетах необходимо предусматривать полную весовую балансировку элеронов (см. стр. 448).

Тип (c) — подвесные элероны<sup>3,15</sup>; принцип действия тот же. Основное крыло перекрывает 0,05—0,15 хорды элерона; щель порядка

1—1,5 толщины элерона; ось вращения располагается на 0,20—0,23 хорды элерона. Осевая компенсация на элеронах этого типа более эффективна, чем на элеронах щелевых и типа Фрайз (Frise) (см. ниже). Подвесные элероны увеличивают лобовое сопротивление крыла и не имеют особых преимуществ перед типами (a) и (b), за исключением возможности добиться более полной компенсации и большей легкости изменения размеров и формы при доводке самолета; применяются, главным образом, на самолетах фирмы Юнкерс (Германия).

Другие типы элеронов применялись до сих пор лишь в порядке эксперимента либо для того, чтобы установить по всему размаху крыла закрылки, либо в качестве средства повышения в окрест критической зоны углов атаки управляемости, не обеспечиваемой обычными элеронами<sup>11,12</sup>.



Фиг. 425.

Тип (d) — надкрыльные элероны<sup>2-XIII</sup>;  $b_s = 0,15 - 0,20b$ ; положение оси вращения: по хорде элерона  $= 0,2 - 0,23b_s$ , относительно крыла  $= 0,95 - 1,05b$  от передней кромки и  $\sim 0,1b$  над хордой крыла. В настоящее время оставлены, так как увеличивают лобовое сопротивление самолета и обладают меньшей эффективностью, чем типы (a) и (b).

Тип (e) — элероны предкрылки<sup>2-XIII</sup>. Положение чрезвычайно сильно влияет на характеристику крыла; как положительные, так и отрицательные отклонения от наивыгоднейшего положения срывают обтекание крыла. Летные эксперименты в США дали отрицательные результаты.

Тип (f) — интерцепторы (спойлеры)<sup>2-V</sup><sup>11</sup>. При даче ручки управления отклоняется только один интерцептор (например, для левого крена — левый), так как действие основано на срыве обтекания подъемной силы на части размаха. Преимущества: малое лобовое сопротивление в нейтральном положении, момент рыскания благоприятного знака, возможность установить щитки по всему размаху, сохранение эффективности до  $\alpha > \alpha_{\text{посл}}$ .

Основной недостаток — запаздывание действия; при условии его устранения интерцепторы могут найти широкое применение, в частности в комбинации с короткими элеронами обычной схемы. Размеры интерцепторов: размах  $0,1 - 0,15 \frac{l}{2}$ , хорда  $\sim 0,1b$ ; положение — вблизи  $0,5 \frac{l}{2}$  и на  $0,2 - 0,4b$ .

Чем меньше расстояние от передней кромки, тем больше угол атаки, при котором теряется эффективность, но тем больше запаздывание действия (до  $0,4 c$ ). Следует иметь в виду, что при полете на спине интерцепторы не эффективны.

Тип (g) — концевые элероны. Размах каждого элерона не должен быть меньше  $0,15 - 0,17 \frac{l}{2}$  (по опытам с сильно коническим крылом). Положение оси вращения следует подбирать экспериментально. Необходима полная весовая балансировка. Желательна большая дифференциальность управления. Если в нейтральном положении оба элерона отклонены вверх на  $15 - 20^\circ$ , то эффективность их на больших углах атаки значительно улучшается и момент рыскания от элеронов имеет благоприятный знак.

Концевые плавающие элероны<sup>5-IV</sup> при нейтральном положении ручки управления автоматически устанавливаются по направлению относительного потока, причем угол между элеронами и крылом (угол плавания  $\delta_0$ ) зависит от угла атаки крыла (фиг. 435); отклонением ручки управления летчик может лишь установить угол  $\delta_1$  между элеронами, не ограничивая совместных движений обоих элеронов. Благодаря этому концевые плавающие элероны сохраняют эффективность до значительно больших углов атаки, чем обычные элероны, что является их основным преимуществом, и, кроме того, они дают моменты рыскания благоприятного знака. Во избежание вибраций профиль элерона должен иметь малое перемещение ц. д., а ось вращения должна быть расположена не дальше, чем на  $0,15 - 0,18b_s$ . Необходима полная весовая балансировка элеронов. Летные испытания плавающих элеронов дали хорошие результаты. Главным недостатком плавающих элеронов является значительное увеличение лобового сопротивления крыла, ограничивающее область их применения. Целесообразным был бы механизм управления, который позволил бы при полете с  $c_y < 0,75 c_{y \text{ макс}}$  пользоваться плавающими элеронами, как концевыми с фиксированным нейтральным положением ( $\delta_0 = 0$ ).

### Действие элеронов

Действие элеронов заключается в перераспределении нагрузки по размаху крыла. Опущенный элерон увеличивает, а поднятый уменьшает подъемную силу соответствующего полукрыла (фиг. 426). Если сумма этих изме-

нений не равна нулю, подъемная сила крыла изменяется (например, при дифференциальном отклонении элеронов она несколько падает).

Вследствие несимметрии распределения нагрузки по размаху результирующая подъемная сила перемещается в сторону опущенного элерона и возникает момент крена  $M_x$ , и, как вторичное явление, момент рыскания  $M_y$ . В возникновении  $M_y$  основную роль играет увеличение индуктивного сопротивления на стороне опущенного элерона и уменьшение его (при больших  $c_y$ ) на стороне поднятого элерона (индуктивный момент рыскания). Изменения профильного сопротивления при отклонении элеронов без осевой компенсации дают при полете на малых  $c_y$  ничтожный  $M_y$ , а при полете на больших  $c_y$  — момент, складывающийся с индуктивным.

Момент рыскания от обычных элеронов направлен в неблагоприятную сторону (отрицательный  $M_y$  при положительном  $M_x$ ); он вызывает скольжение и, как следствие, момент крена от скольжения, противоположный моменту крена от элеронов. Средствами уменьшения  $M_y$  элеронов обычной схемы являются дифференциальное управление элеронами и осевая компенсация. Уменьшение суммарного  $M_y$  достигается в последнем случае, благодаря повышению профильного сопротивления на стороне поднятого элерона. Одновременно, впрочем, происходит и некоторое уменьшение  $M_x$  при  $\delta_s > 10 - 15^\circ$ .

При переходе в критическую и закритическую область углов атаки работа элеронов сильно ухудшается. Момент крена падает и иногда меняет знак, а неблагоприятный момент рыскания возрастает, результатом чего часто является невозможность парировать при потере скорости случайный крен. Поэтому на критических углах атаки было бы особенно желательно иметь  $M_y$  от элеронов благоприятного знака, как например, при интерцепторном управлении, чтобы  $M_y$  от скольжения действовал в сторону уменьшения крена.

Необходимо иметь в виду, что действие элеронов на около критических углах атаки сильно зависит от свойств крыла (см. стр. 108).

### Характеристики элеронов

Характеристики элеронов обычно даются лабораториями в форме зависимости коэффициентов момента крена:

$$c_{mx} = \frac{M_x}{qSl}$$

и момента рыскания:

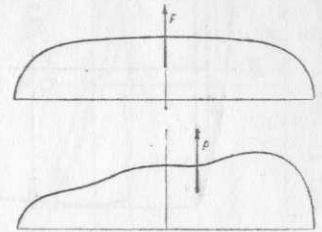
$$c_{my} = \frac{M_y}{qSl},$$

от угла отклонения элеронов  $\delta_s$  и угла атаки крыла  $\alpha$ . На фиг. 427 приведены схемы нескольких типичных крыльев с элеронами различных размеров, обладающими на летних углах атаки, примерно, одинаковой эффективностью. На фиг. 428—434 даны их характеристики при недифференциальном отклонении, показывающие, что на летных углах атаки (см. также фиг. 436)  $c_{my}$  при неизменном  $\delta_s$  сохраняет, примерно, постоянную величину, а вблизи  $c_{y \text{ макс}}$  быстро падает. Коэффициент  $c_{my}$  возрастает на летных углах атаки, примерно, по линейному закону.

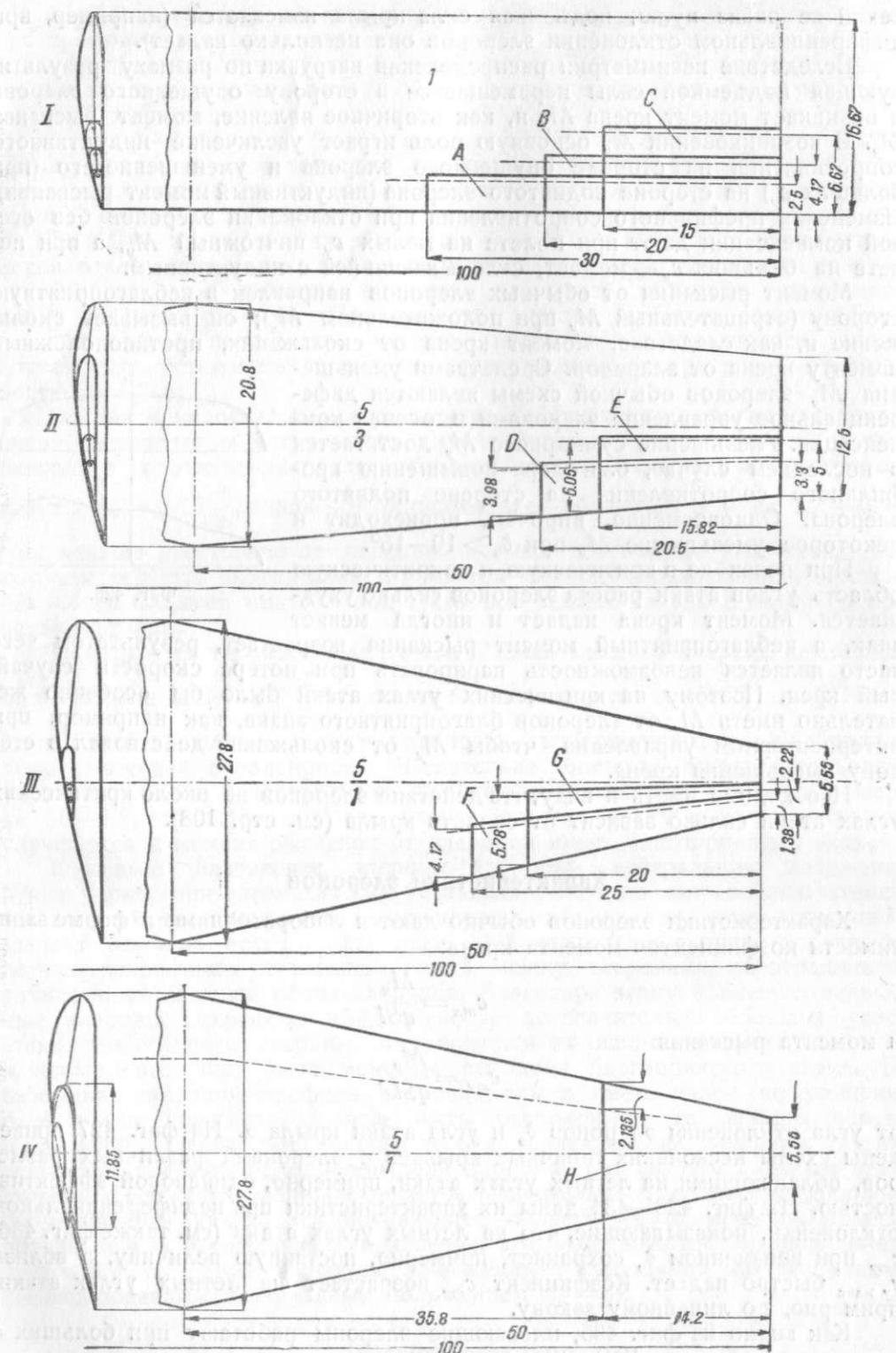
Как видно из фиг. 435, плавающие элероны работают при больших  $\alpha$  лучше, чем обычные (RC — см. стр. 398).

Для быстрых и не требующих большой точности приложений  $c_{mx}$  можно пользоваться формулой:

$$c_{mx} = k_1 \frac{\alpha S'}{IS} \delta_s^0.$$

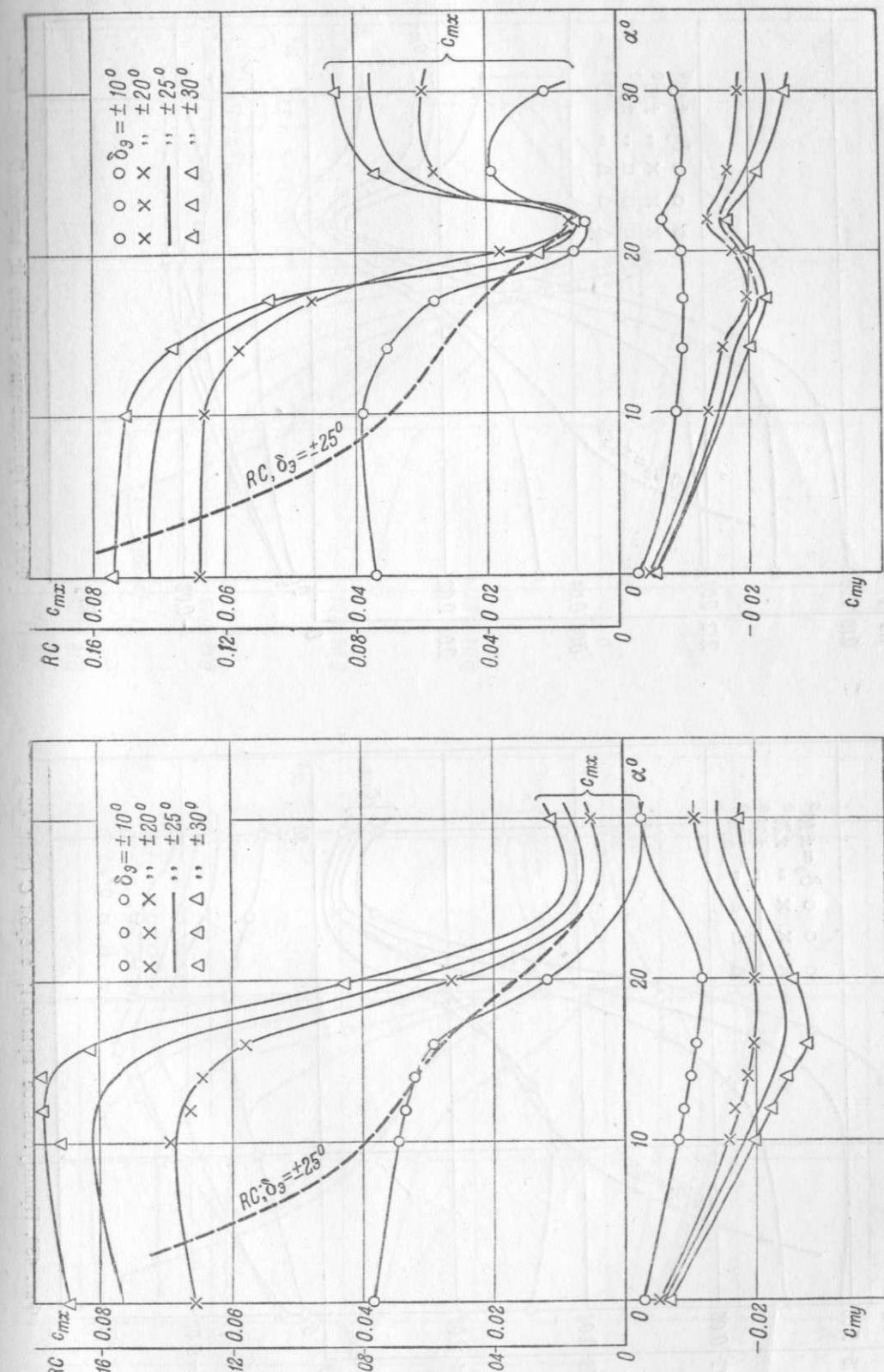


Фиг. 426.



Фиг. 427. I—Поямоугольное крыло. А—длинный, узкий элерон; В—обычный элерон; С—короткий, широкий элерон. II—Трапециевидное крыло: сужение  $5/3$ . D—обычный элерон; E—короткий, широкий элерон. III—Трапециевидное крыло: сужение  $5/1$ . F—обычный элерон; G—короткий широкий элерон. IV—Трапециевидное крыло: сужение  $5/1$ . H—концевой плавающий элерон. Все размеры даны в процентах размаха.

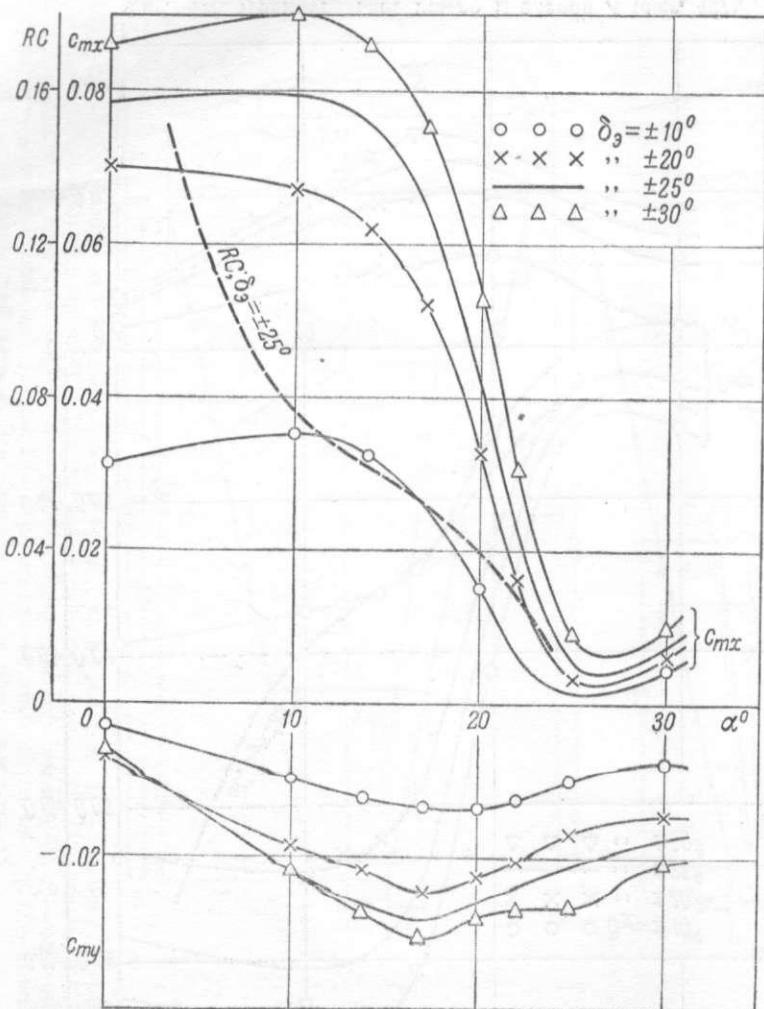
390



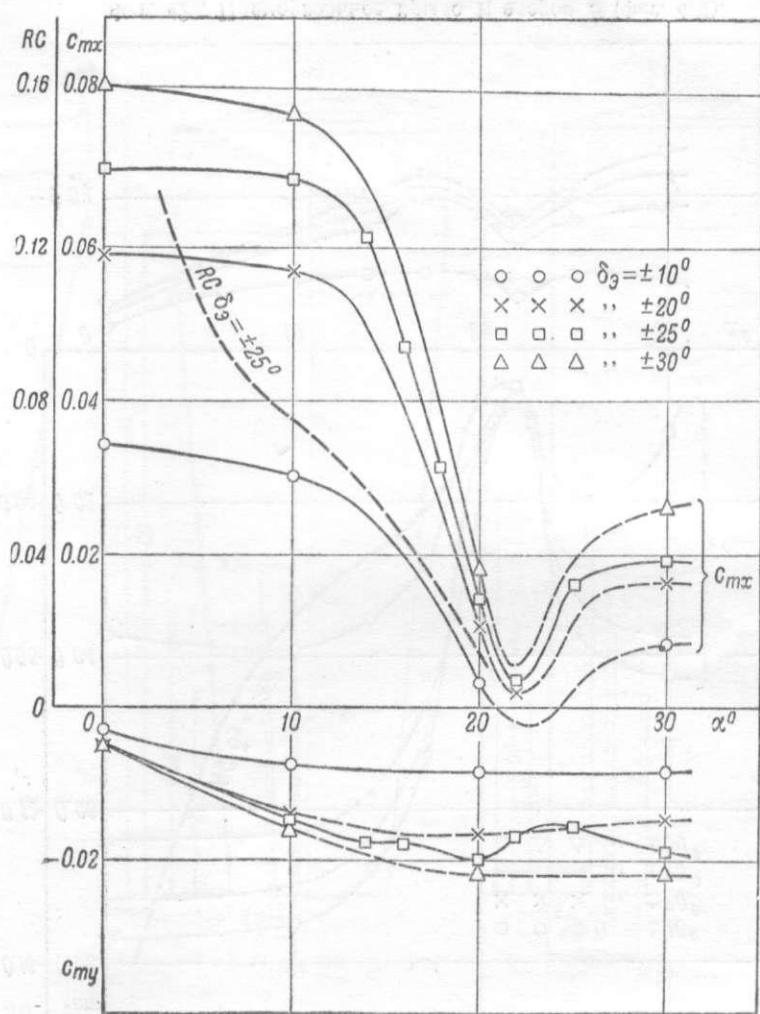
391

Фиг. 428. Прямоугольное крыло 1; элерон А (фиг. 427).

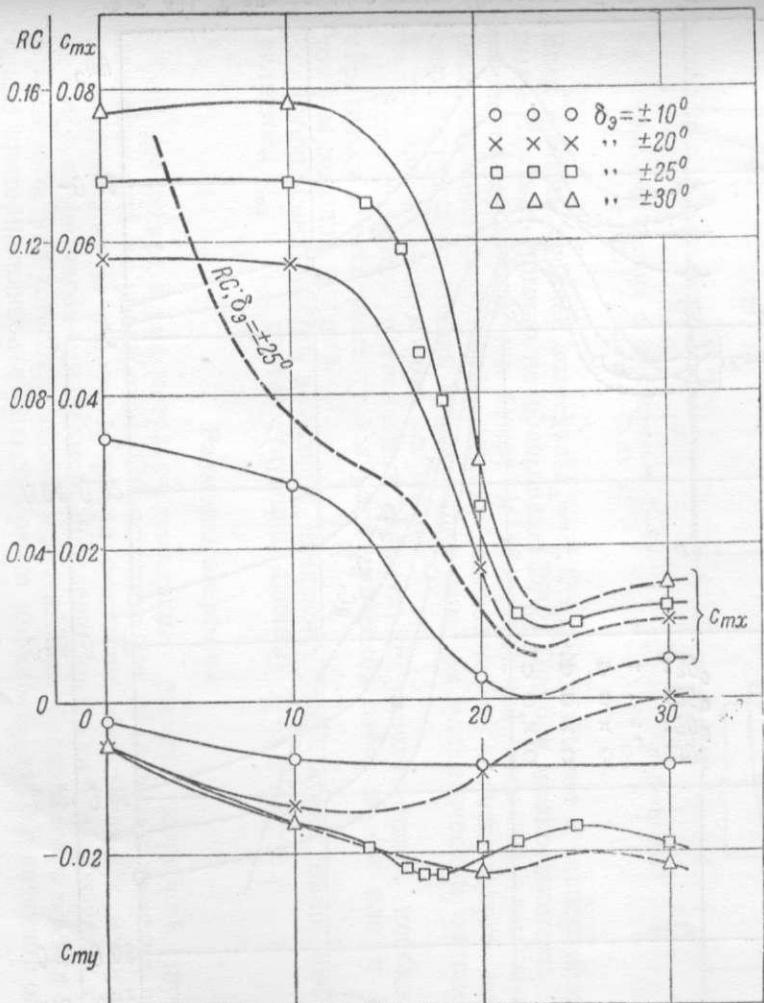
Фиг. 429. Прямоугольное крыло 1; элерон В (фиг. 427).



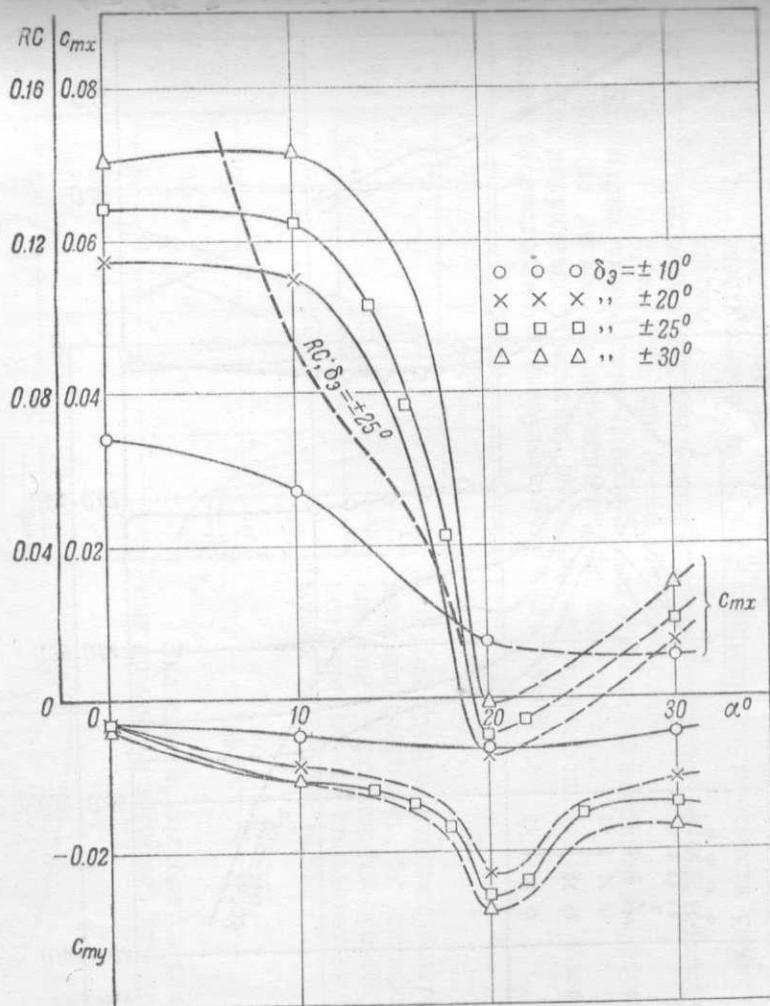
Фиг. 430. Прямоугольное крыло I; элерон C (фиг. 427).



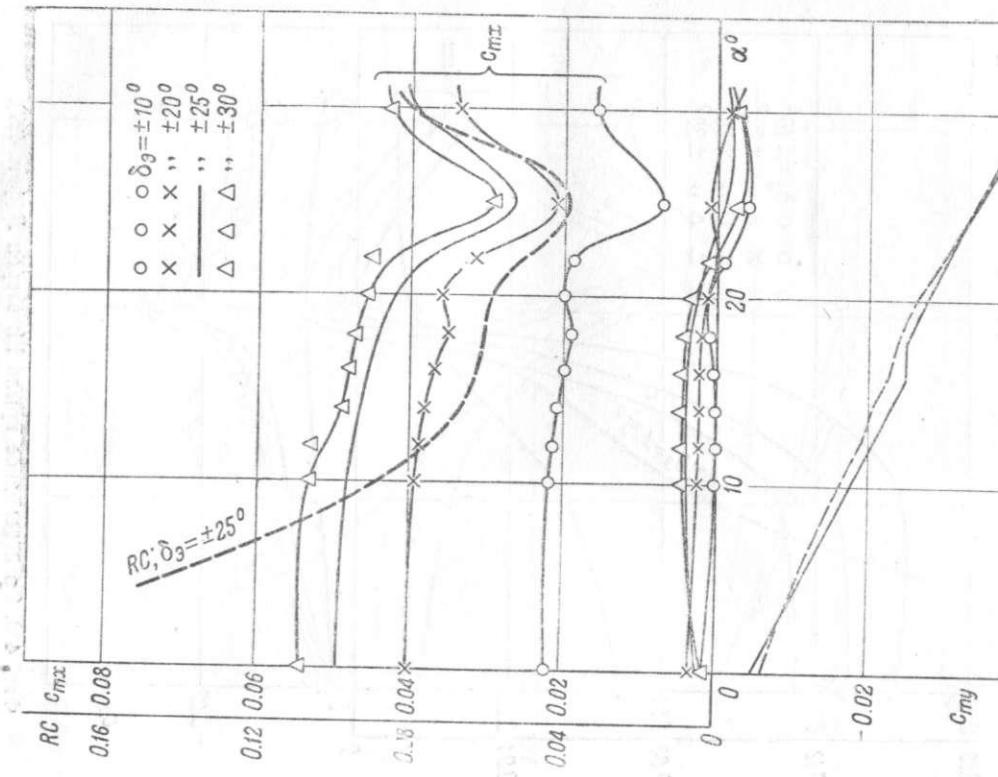
Фиг. 431. Трапециевидное крыло II; элерон D (фиг. 427).



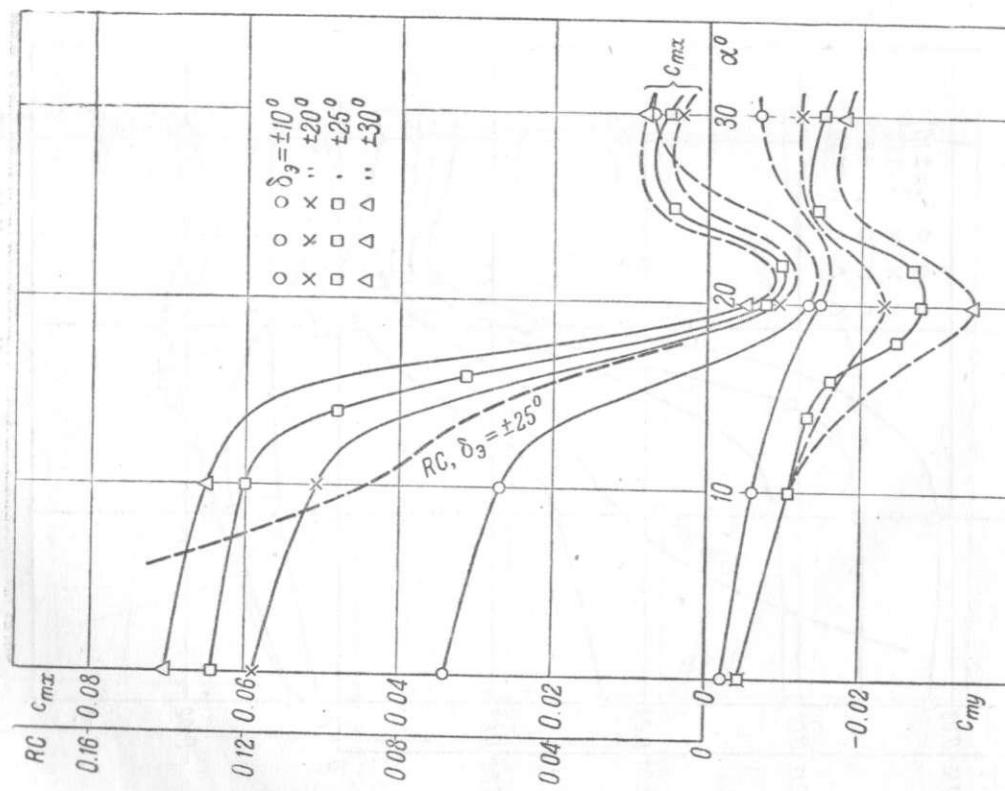
Фиг. 432. Трапециевидное крыло II; элерон E (фиг. 427).



Фиг. 433. Трапециевидное крыло III; элерон F (фиг. 427).



Фиг. 434. Трапециевидное крыло G; элерон III (фиг. 427).



Фиг. 435. Трапециевидное крыло H; концевой элерон IV (фиг. 427).

Здесь  $S'$  — площадь части крыла, на которой установлен элерон (заштрихована на фиг. 437),  
 $a$  — расстояние от ц. т. этой площади до плоскости симметрии крыла,  
 $k_1$  — численный коэффициент; при  $\lambda=6-6,5$  и  $b_s=0,2-0,25b$ ,  
 $k_1 \approx 0,036$ ; при  $b_s=0,15b$ ;  $k_1 \approx 0,026$ .

Для малых углов атаки и небольших отклонений элеронов эта формула дает обычно несколько преуменьшенное значение  $c_{mx}$ .

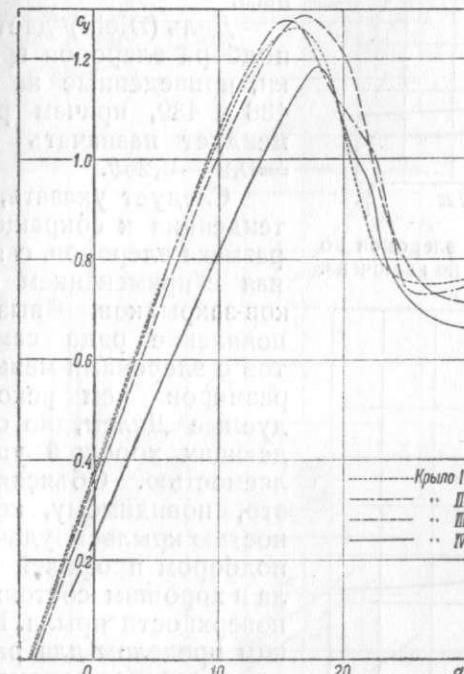
Для индуктивного момента рыскания от элеронов на крыле с эллиптическим распределением нагрузки Мунк<sup>6</sup> дает формулу:

$$(c_{my})_{\text{инл}} = -\frac{3}{\pi} \frac{c_y c_{mx}}{\lambda}.$$

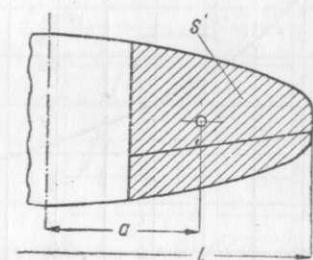
Для грубой оценки суммарного момента рыскания от недифференциальных элеронов без осевой компенсации можно пользоваться формулой такого же вида:

$$c_{my} = -k_2 \frac{c_y c_{mx}}{\lambda}.$$

Значение  $k_2$  колеблется для разных крыльев и элеронов от 1 до 1,9.



Фиг. 436. Кривые  $c_y$  по  $\alpha$  крыльев I—IV (фиг. 427); профиль — Clark Y.



Фиг. 437.

Если принять среднее значение  $k_2 = 1,4$ , то расхождения с экспериментальными данными обычно не превышают 25%. Ошибку можно понизить, если иметь в виду, что  $k_2$  тем ближе к теоретической величине, чем меньше распределение нагрузки по размаху отличается от эллиптического закона; если нагрузка на концах крыла выше, чем при эллиптическом законе, то  $k_2$  тем больше, чем короче элероны.

Если точность приведенных формул не удовлетворяет, необходимо обратиться к эксперименту в аэродинамической лаборатории или к более точным методам расчета.

Отклонение щитков в летном диапазоне углов атаки мало изменяет величины  $c_{mx}$  и  $c_{my}$ , соответствующие данному углу атаки.

### Размеры элеронов

В настоящее время метод рационального расчета потребной площади элеронов еще не разработан. Объясняется это сложностью явления и обилием влияющих на работу элеронов факторов, не связанных непосредственно с их размерами (например, поведение крыла на больших углах атаки). Кроме того, нет установившегося и достаточно обоснованного мнения о том, какие критерии наиболее целесообразно применять для объективной оценки

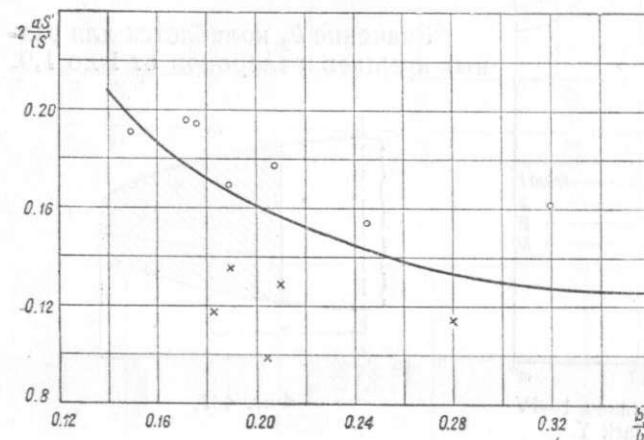
эффективности элеронов с точки зрения маневренности и управляемости. Поэтому при назначении размеров элеронов проектируемого самолета приходится исходить, главным образом, из статистики, ориентируясь на удачные конструкции. Особое внимание следует при этом обращать на оценку действия элеронов при полете на малых скоростях, так как именно этот режим является расчетным.

Диль (Diehl)<sup>7</sup> дает для подбора элеронов графики, приведенные на фиг. 438 и 439, причем рекомендует назначать  $b_e = 0,2 - 0,25b$ .

Следует указать, что тенденция к сокращению размаха элеронов, связанная с применением щитков-закрылков, вызвала появление ряда самолетов с элеронами меньших размеров, чем рекомендуемые Дилем, но обладающих хорошей управляемостью. Объясняется это, повидимому, коничностью крыльев, удачным подбором профилей крыла и хорошим состоянием поверхности крыла. Нижним пределом для размаха элеронов одномоторного самолета с размахом крыльев 10–14 м можно считать  $\approx 30\%$  полуразмаха крыла. При этом хорда элеронов должна быть достаточно большой (25–30% хорды крыла). С

повидимому, должен расти.

Фиг. 438. График для определения размеров элеронов по Diehl'ю. Хорда компенсатора в хорду элерона не включена.



Фиг. 439. График для подбора элеронов по величине  $aS'/IS$  (фиг. 437) по Diehl'ю. Кружки относятся к самолетам, обладающим хорошей поперечной управляемостью, крестики — к самолетам с плохой поперечной управляемостью.

увеличением размеров самолета размах элеронов,

#### Движение крена на малых углах атаки<sup>8,9</sup>. Эффективность элеронов

Пренебрегая моментом рыскания от элеронов и возникающим от крена скольжением, мало сказывающимся в начале движения, получают урение движения „идеального крена“:

$$I_x \frac{d^2\gamma}{dt^2} + D \frac{d\gamma}{dt} + M_x = 0,$$

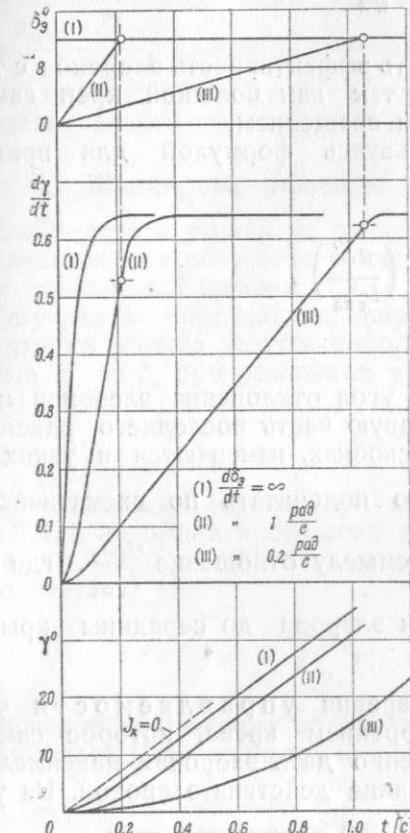
где  $I_x$  — момент инерции самолета относительно продольной оси;  $\gamma$  — угол крена;

$D = \frac{dc_y}{da} \frac{q}{V} I_{x \text{ па}}$  — коэффициент демпфирующего момента, возникающего при вращении крыла вследствие изменения углов атаки сечений крыла;

$I_{x \text{ па}}$  — момент инерции площади крыла относительно продольной оси;  $M_x = c_{mx} q S l$  — момент крена от элеронов, являющийся переменной величиной, так как 1) движение крена начинается раньше, чем элероны достигнут предельного угла отклонения и 2) существует аэродинамическое запаздывание действия элеронов (еще не достаточно изученное).

Уравнение действительно только для диапазона углов атаки, в котором сохраняется линейность зависимости  $c_y$  от  $a$ , так как при больших углах атаки движение крена нельзя отделить от других движений самолета. Кроме того, вблизи  $c_{y \text{ макс}}$  демпфирование становится равным нулю, а затем — отрицательным (авторотация).

На фиг. 440 показано влияние скорости отклонения элеронов. В верхней части графика дан угол отклонения элеронов, в средней — угловая скорость самолета, а в нижней — угол крена. График показывает, что на

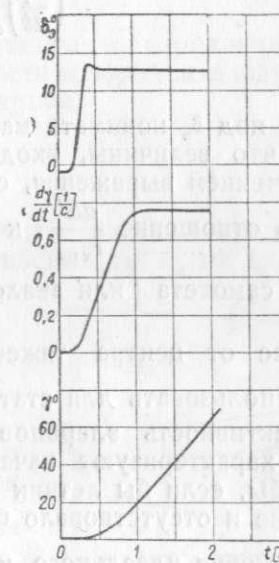


Фиг. 440. Влияние скорости отклонения элеронов на движение крена:  
I — элеронам мгновенно дано полное отклонение (пунктир относится к случаю расчета, в котором момент инерции самолета принят равным нулю); II — элероны отклоняются с постоянной угловой скоростью  $1 \frac{\text{рад}}{\text{с}}$ ; III — с постоянной угловой скоростью  $0,2 \frac{\text{рад}}{\text{с}}$ .

летных углах атаки момент инерции самолета влияет на движение крыла значительно меньше, чем скорость отклонения элеронов. На больших углах атаки, где роль демпфирования падает, роль момента инерции возрастает.

На практике при резкой даче элеронов на одноместном или двухместном самолете  $\frac{d\delta_2}{dt} \approx 1 \frac{\text{рад}}{\text{с}}$ .

На фиг. 441 приведены результаты исследования движения крена в полете на самолете F6C-4<sup>10</sup>.



Фиг. 441. Движение крена самолета F6C-4; скорость полета  $154 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$ . Дифференциальность элеронов  $\approx 2$ .

Из фиг. 440 и 441 видно, что угловая скорость быстро достигает предельного значения  $\left(\frac{d\gamma}{dt}\right)_\infty$  и движение приобретает характер равномерного.

Из ур-ния движения идеального крена при  $\frac{d^2\gamma}{dt^2}=0$  получается, что:

$$\left(\frac{d\gamma}{dt}\right)_\infty = -\frac{M_x}{D} = -\frac{c_{mx}}{dc_y} \frac{Sl}{I_{x\text{пл}}} V.$$

Этой величиной можно характеризовать эффективность элеронов с точки зрения маневренности самолета, так как большой крен самолет набирает, главным образом, равномерным вращением.

Последнее равенство можно, пользуясь формулой для приходок  $c_{mx} = k_1 \frac{aS'}{IS}$ , привести к виду:

$$\left(\frac{d\gamma}{dt}\right)_\infty = -\frac{k_1 \delta_s^0}{dc_y} V \left( \frac{aS'}{I_{x\text{пл}}} \right).$$

Если под  $\delta_s$  понимать максимальный угол отклонения элеронов и допустить, что величины, входящие в правую часть последнего равенства, за исключением выражения, стоящего в скобках, изменяются в узких пределах, то отношение  $\frac{aS'}{I_{x\text{пл}}}$ , которое легко подсчитать по схематическому чертежу самолета (или аналогичное по смыслу отношение  $\frac{a_1 S_s}{I_{x\text{пл}}}$ , где  $a_1$  — расстояние от центра тяжести площади элерона до середины крыла), можно использовать для статистики.

Эффективность элеронов с точки зрения управляемости часто условно характеризуют начальным ускорением крена, которое самолет получил бы, если бы летчик мог мгновенно дать элеронам максимальное отклонение и отсутствовало бы запаздывание действия элеронов. Из уравнения движения идеального крена при  $\frac{d\gamma}{dt}=0$  получается, что:

$$\left(\frac{d^2\gamma}{dt^2}\right)_0 = -\frac{M_x}{I_x} = -c_{mx} \frac{Sl}{I_x} q.$$

Допустив, что  $I_x = m I_{x\text{пл}}$  и что  $m$  для самолетов данного класса изменяется мало, можно получить равенство:

$$\left(\frac{d^2\gamma}{dt^2}\right)_0 = -\frac{k_1 \delta_s^0}{m} q \left( \frac{aS'}{I_{x\text{пл}}} \right),$$

в которое входит то же характерное отношение, что и в формулу для  $\left(\frac{d\gamma}{dt}\right)_\infty$ .

Применяемый в американской литературе критерий управляемости <sup>2-1</sup>:

$$RC = \frac{c_{mx}}{c_y} \frac{J_{x\text{пр.пл}}}{J_{x\text{пл}}},$$

где  $J_{x\text{пл}}$  — момент инерции площади рассматриваемого крыла;

$J_{x\text{пр.пл}}$  — то же равновеликого прямоугольного крыла такого же размаха, тоже оценивает условное начальное ускорение.

Эффективность элеронов тем больше, чем больше  $c_{mx}$  и тем меньше, чем меньше скорость полета. Количественные требования к эффективности элеронов до сих пор не выработаны; существуют лишь косвенные указания на то, что управляемый полет возможен, если  $RC$  не меньше 0,03—0,04. Кроме того, необходимо, чтобы  $M_y$  от элеронов (если он имеет неблагоприятный знак) мог быть легко парирован рулём поворотов.

Существует еще один критерий для оценки элеронов — отношение  $M_y = \frac{c_{mx}}{c_w} \frac{Sl}{S_w b_s}$ , полезный при сравнении вариантов элеронов проектируемого самолета. Очевидно, что чем больше это отношение, тем легче управление элеронами при равной их эффективности.

### Шарнирные моменты элеронов. Усилие на ручке

Для подсчета усилия на ручке управления необходимо знать момент аэродинамических сил, действующих на элерон, относительно его оси вращения (шарнирный момент  $M_w$ ).

Результаты определения шарнирного момента в аэродинамической лаборатории обычно даются в форме зависимости коэффициента шарнирного момента  $c_w$  от  $\delta_s$  при различных углах атаки крыла:

$$c_w = \frac{M_w}{qS_w b_s},$$

где  $S_w$  — площадь элерона;  $b_s$  — его средняя или, иногда, максимальная хорда. Для некомпенсированных элеронов зависимость  $c_w$  от  $\delta_s$  в диапазоне  $\delta_s$  от  $-25$  до  $25^\circ$  близка к линейной и можно считать, что:

$$c_w = c_{wo} + \frac{dc_w}{d\delta_s} \delta_s.$$

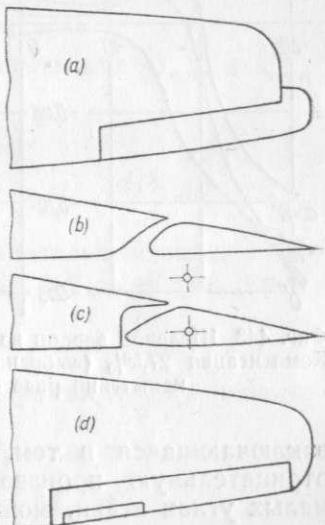
Величина  $c_{wo}$  зависит от формы профиля и от угла атаки. Для симметричного профиля при  $\alpha=0$   $c_{wo}=0$ . Производная  $\frac{dc_w}{d\delta_s}$  мало меняется при изменении профиля, угла атаки (в пределах летного диапазона), а также хорды и размаха элерона. Опыты в различных лабораториях дают величину  $\frac{dc_w}{d\delta_s}$  от 0,008 до 0,011 ( $\delta_s$  в градусах). В качестве средней величины можно принять  $\frac{dc_w}{d\delta_s} = 0,0095$ .

Некомпенсированные элероны применяются на небольших самолетах (при подобном увеличении крыла  $M_w$  растет пропорционально третьей степени линейных размеров). Даже на легких самолетах с широкими элеронами приходится применять компенсацию.

Некоторые типы аэродинамических компенсаторов представлены на фиг. 442.

Тип (a) — роговой или боковой компенсатор — вышел из употребления, так как он увеличивает возможность вибраций элерона.

Наиболее целесообразны типы (b) — щелевой элерон и (c) — элерон Фрайза <sup>12</sup>. Здесь компенсирующей поверхностью служит часть элерона, рас-



Фиг. 442.

положенная перед осью вращения, почему оба эти типа следовало бы называть элеронами с осевой компенсацией, хотя обычно под этим названием подразумевают только тип (c). Элероны с осевой компенсацией дают меньший момент рыскания, чем некомпенсированные, так как выступающий носок поднятого элерона повышает местное профильное сопротивление. Элероны (c) дают в нейтральном положении меньший прирост лобового сопротивления, чем щелевые элероны; кроме того, тип (c) позволяет осуществить весовое уравновешивание элеронов без применения грузов, выступающих из габарита крыла. Поэтому элероны Фрайз находят все более широкое применение, и на скоростных самолетах вытесняют щелевые элероны.

Тип (d) — серво-компенсатор<sup>14</sup>, по устройству аналогичный серво-компенсаторам на хвостовом оперении (см. стр. 350), используется в настоящее время мало, заменяясь, главным образом, небольшим триммером на одном элероне для изменения нейтрального положения элеронов с целью уничтожения влияния несимметричности крыла, обдувки и т. д.

На фиг. 443 и 444 даны графики, которые при отсутствии специальной продувки могут служить для расчета шарнирного момента щелевого элерона на трапециевидном крыле и элерона Фрайз (фиг. 444).

Если площадь компенсатора превышает определенный предел (например, для осевой компенсации  $\sim 25\text{--}27\%$  площади элерона), то имеет место так называемая перекомпенсация, заключающаяся в том, что кривая  $c_{sh}$  по  $\delta_e$  имеет на некотором участке отрицательную производную (фиг. 444). Перекомпенсация, особенно на малых углах атаки, может явиться причиной возникновения вибраций; поэтому ее следует по возможности избегать. Необходимо иметь в виду, что перекомпенсация элерона, в отличие от перекомпенсации руля, может не вызвать обратных усилий на ручке управления и остаться, таким образом, незамеченной летчиком.

Подъем (на  $3\text{--}5^\circ$  по нижней поверхности) и скругление носка элерона Фрайз улучшает кривые  $c_{sh}$  и  $c_{mx}$  по  $\delta_e$  при отрицательных отклонениях элерона<sup>15</sup>; одновременно несколько уменьшается влияние осевой компенсации на момент рыскания от элеронов.

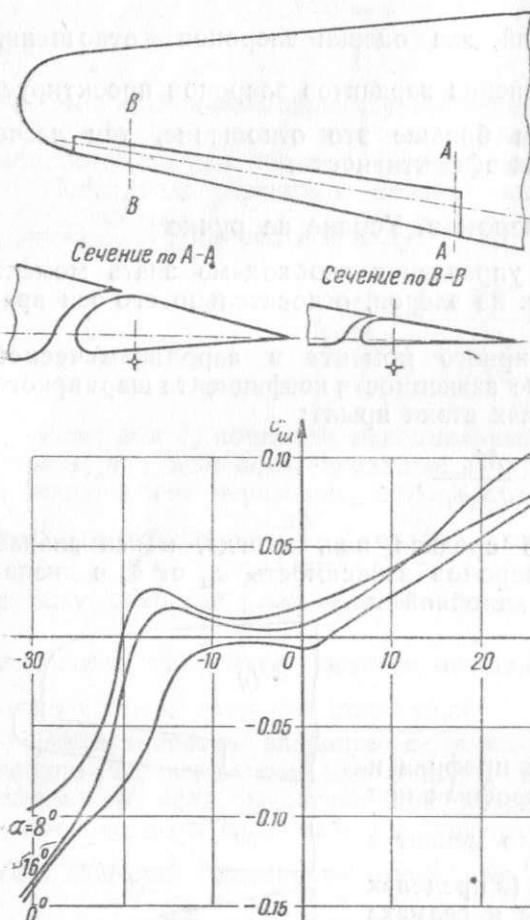
Усилие  $P_p$  и момент  $M_p$  на ручке управления следует, вообще, подсчитывать с учетом положений звеньев механизма управления. Для этого, зная

Фиг. 443. Щелевой элерон на трапециевидном крыле. Компенсация 27,5% (выбрана в результате летных испытаний ряда самолетов).

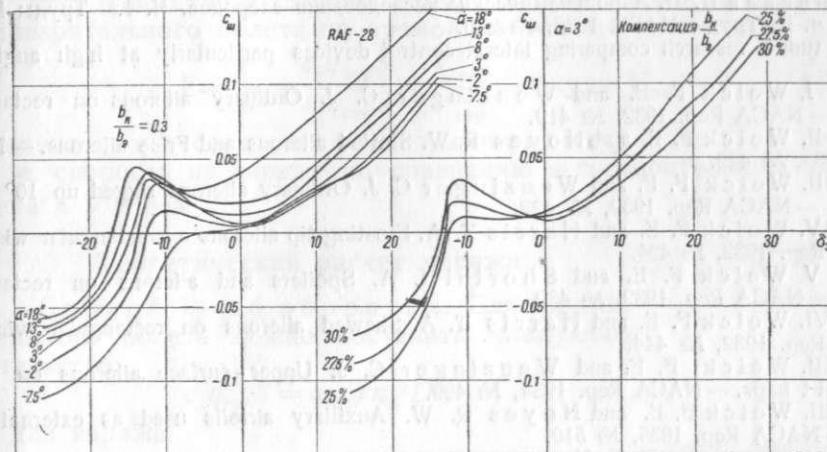
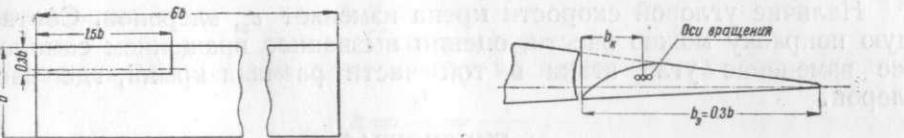
заключающуюся в том, что кривая  $c_{sh}$  по  $\delta_e$  имеет на некотором участке отрицательную производную (фиг. 444). Перекомпенсация, особенно на малых углах атаки, может явиться причиной возникновения вибраций; поэтому ее следует по возможности избегать. Необходимо иметь в виду, что перекомпенсация элерона, в отличие от перекомпенсации руля, может не вызвать обратных усилий на ручке управления и остаться, таким образом, незамеченной летчиком.

Подъем (на  $3\text{--}5^\circ$  по нижней поверхности) и скругление носка элерона Фрайз улучшает кривые  $c_{sh}$  и  $c_{mx}$  по  $\delta_e$  при отрицательных отклонениях элерона<sup>15</sup>; одновременно несколько уменьшается влияние осевой компенсации на момент рыскания от элеронов.

Усилие  $P_p$  и момент  $M_p$  на ручке управления следует, вообще, подсчитывать с учетом положений звеньев механизма управления. Для этого, зная



Фиг. 443. Щелевой элерон на трапециевидном крыле. Компенсация 27,5% (выбрана в результате летных испытаний ряда самолетов).



Фиг. 444.

кинематическую схему этого механизма, можно построить зависимость от угла отклонения ручки (штурвала)  $\varphi$  величин  $\delta_e$  прав,  $\delta_e$  лев,

$$\frac{d(\delta_e \text{ прав})}{d\varphi} \text{ и } \frac{d(\delta_e \text{ лев})}{d\varphi}.$$

Тогда момент на ручке при каком-либо  $\varphi$  и соответствующих  $\delta_e$  прав и  $\delta_e$  лев подсчитывается по формуле:

$$M_p = q S_e b_e (n_{\text{прав}} c_{sh \text{ прав}} + n_{\text{лев}} c_{sh \text{ лев}}),$$

где  $S_e$  — площадь одного элерона,  $n_{\text{прав}} = \frac{d(\delta_e \text{ прав})}{d\varphi}$  и  $n_{\text{лев}} = \frac{d(\delta_e \text{ лев})}{d\varphi}$ .

Для поднимающегося элерона величина  $n$  имеет отрицательный знак.

При недифференциальных элеронах  $\delta_e$  прав =  $-\delta_e$  лев и  $n_{\text{прав}} = -n_{\text{лев}} = n$ ; поэтому .

$$M_p = q S_e b_e n (c_{sh \text{ прав}} - c_{sh \text{ лев}}),$$

т. е. момент на ручке пропорционален алгебраической разности  $M_{sh}$  правого и левого элерона.

Если принимается линейная зависимость  $c_{sh}$  от  $\delta_e$ , например, в случае некомпенсированных элеронов, то

$$M_p = q S_e b_e \frac{dc_{sh}}{d\delta_e} (n_{\text{прав}} \delta_e \text{ прав} + n_{\text{лев}} \delta_e \text{ лев}).$$

Для некомпенсированных и недифференциальных элеронов:

$$M_p = 2q S_e b_e n \frac{dc_{sh}}{d\delta_e} \delta_e \text{ прав}.$$

Усилие на ручке:

$$P_p = \frac{M_p}{R},$$

где  $R$  — длина ручки или радиус штурвала.

Наличие угловой скорости крена изменяет  $c_{\text{ш}}$  элеронов. Соответствующую поправку можно внести, оценив вызванное вращением самолета среднее изменение угла атаки в той части размаха крыла, где расположен элерон.

## БИБЛИОГРАФИЯ

1. Хабинская Ц. П. Аэродинамические исследования элеронов. Ч. I.—Труды ЦАГИ 1935, № 183; ч. II. Труды ЦАГИ 1935, № 230.
2. Wind tunnel research comparing lateral control devices particularly at high angles of attack.

  - I. Weick F. E. and Wenzinger C. J. Ordinary ailerons on rectangular wings.—NACA Rep. 1932, № 419.
  - II. Weick F. E. and Noyes R. W. Slotted ailerons and Frise ailerons.—NACA Rep. 1932, № 422.
  - III. Weick F. E. and Wenzinger C. J. Ordinary ailerons rigged up  $10^\circ$  when neutral.—NACA Rep. 1932, № 423.
  - IV. Weick F. E. and Harris T. A. Floating tip ailerons on rectangular wings.—NACA Rep. 1932, № 424.
  - V. Weick F. E. and Shortal I. A. Spoilers and ailerons on rectangular wings.—NACA Rep. 1932, № 439.
  - VI. Weick F. E. and Harris T. A. Skewed ailerons on rectangular wings.—NACA Rep. 1932, № 444.
  - XII. Weick F. E. and Wenzinger C. J. Upper-surface ailerons on wings with split flaps.—NACA Rep. 1934, № 499.
  - XIII. Weick F. E. and Noyes R. W. Auxiliary airfoils used as external ailerons.—NACA Rep. 1935, № 510.
  - 3. Красильщикова П. П. Исследования крыльев с подвесными закрылками.—Труды ЦАГИ 1934, № 159.
  - 4. Колосов Е. И. Аэродинамические исследования крыла с надкрыльными элеронами.—Техн. заметки ЦАГИ 1936, № 104.
  - 5. Хабинская Ц. П. Аэродинамические исследования концевых плавающих элеронов.—Техн. заметки ЦАГИ 1936, № 127.
  - 6. Milne M. A new relation between the induced yawing moment and the rolling moment of an airfoil in straight motion.—NACA Rep. 1924, № 197.
  - 7. Diehl W. Engineering aerodynamics.—N. Y., Ronald Press, 1928.
  - 8. Ведров В. С. и Тайц М. А. К вопросу о расчете элеронов.—„Техника возд. флота“ 1931, № 3, стр. 184—188.
  - 9. Mathias G. Einfluss der Flügelumrissform und der Querruderabmessungen auf die Quersteuerbarkeit beim Eindecker.—„DVL—Jahrbuch“ 1931, p. 712—726.
  - 10. Dearborn C. H. and Kirschbaum H. W. Maneuverability investigation of an F6 C-4 fighting airplane.—NACA Rep. 1931 № 386.
  - 11. Weick F. E., Soulé H. A. and Gough M. N. A flight investigation of the lateral control characteristics of short wide ailerons and various spoilers.—NACA Rep. 1934, № 494.
  - 12. Soulé H. A. and McAvoy W. H. Flight investigation of lateral control devices for use with full-span flaps.—NACA Rep. 1935, № 517.
  - 13. Hartshorn A. S. and Bradfield F. B. Wind tunnel tests on: 1) Frise ailerons with raised nose, 2) Hartshorn ailerons with twisted nose.—ARC R. & M. 1934, № 1587.
  - 14. Harris T. A. Reduction of hinge moments of airplane control surfaces by tabs.—NACA Rep. 1935, № 528.
  - 15. Bradfield F. E. and Wood W. E. Wind tunnel tests on Junker type aileron.—ARC R. & M. 1934, № 1583.
  - 16. Сильман А. И. Аэродинамические характеристики элеронов с осевой компенсацией.—Техн. заметки ЦАГИ 1936, № 139.

## ВИРАЖ

Рассматривается правильный установившийся вираж, при котором полет совершается без набора или потери высоты (т. е. в горизонтальной плоскости) и кроме того отсутствует скольжение. Последнее обстоятельство означает, что равнодействующая всех аэродинамических сил параллельна плоскости симметрии самолета.

На фиг. 445 изображены силы, действующие в плоскости, перпендикулярной направлению движения. Подъемная сила  $Y$  составляет с вертикалью угол  $\gamma$  (крен); горизонтальная составляющая ее:

$$Y \sin \gamma = \frac{mV^2}{R},$$

а вертикальная:  $Y \cos \gamma = mg$ .  
Отношение подъемной силы к весу на вираже всегда больше единицы:

$$k = \frac{Y}{G} = \frac{1}{\cos \gamma}.$$

Это равенство позволяет легко сравнить скорость виража со скоростью горизонтального полета по прямой на том же угле атаки:

$$k = \frac{Y}{G} = \frac{c_y q_{\text{вир}} S}{c_y q_{\text{гор}} S} = \frac{V_{\text{вир}}^2}{V_{\text{гор}}^2}, \text{ откуда } V_{\text{вир}} = V_{\text{гор}} \sqrt{k}$$

(индекс „гор“ соответствует горизонтальному полету, а „вир“—виражу), т. е. скорость на вираже по сравнению с горизонтальным полетом увеличена в  $\sqrt{k}$  раз.

## Теоретический расчет виража

Способ 1—по оборотам. Для горизонтального полета можно составить следующее равенство:

$$c_x q_{\text{гор}} S = \alpha_{\text{гор}} \rho n_{\text{п}}^2 D^4,$$

а для виража:

$$c_x q_{\text{вир}} S = \alpha_{\text{вир}} \rho n_{\text{п}}^2 D^4.$$

При предположении, что полет происходит в обоих случаях на одном и том же угле атаки, получается:

$$\frac{V_{\text{гор}}}{V_{\text{вир}}} = \frac{n_{\text{п}}}{n_{\text{п}}} = \varepsilon,$$

где  $n_{\text{п}}$ —обороты мотора, потребные для горизонтального полета, а  $n_{\text{п}}$ —располагаемые обороты.

Фиг. 445.  
Величина  $\varepsilon$  имеет большое значение при расчете виража по методу оборотов. Величина  $\frac{1}{\varepsilon}$  характеризует запас оборотов, потребный для совершения виража. С помощью величины  $\varepsilon$  можно получить все основные параметры виража:

$$\cos \gamma = \varepsilon^2;$$

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{\sqrt{1 - \cos^2 \gamma}}{\cos \gamma} = \frac{\sqrt{1 - \varepsilon^4}}{\varepsilon^2} = \sqrt{k^2 - 1};$$

радиус виража:

$$R = \frac{mV^2}{G \operatorname{tg} \gamma} = \frac{V^2}{G} \frac{\varepsilon^2}{\sqrt{1 - \varepsilon^4}};$$

угловая скорость:

$$\omega = \frac{g}{V} \frac{\sqrt{1 - \varepsilon^4}}{\varepsilon^2};$$

время полного оборота:

$$T = \frac{2\pi}{\omega} = \frac{2\pi V}{g} \frac{\varepsilon^2}{\sqrt{1 - \varepsilon^4}}.$$

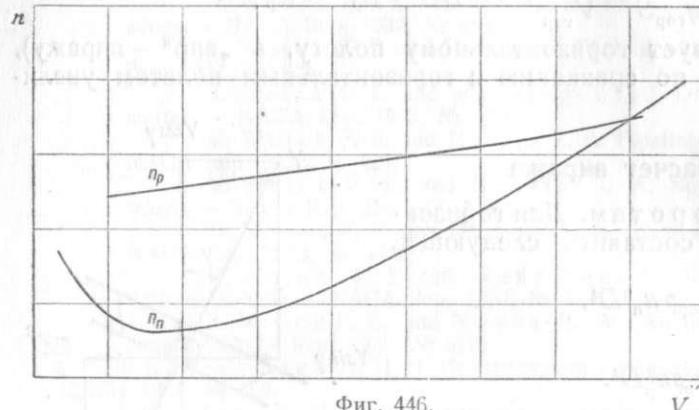
Расчет по методу оборотов производится в следующем порядке:  
а) по имеющимся из аэродинамического расчета или из летных испытаний, кривым  $n_{\text{п}}$  и  $n_{\text{п}}$  по  $V$  для нормальных условий (фиг. 446) строят кривые  $n_{\text{п}}$  и  $n_{\text{п}}$  по  $\frac{V}{n}$  (фиг. 447);

b) задаваясь рядом значений скорости, находят для каждого из этих значений  $n_p$ , а затем по фиг. 447  $n_n$  и, вычислив отношение  $\varepsilon = \frac{n_p}{n_n}$ , строят его по  $V$  (фиг. 448);

c) для различных значений скорости ( $V$ ) вычисляют  $\operatorname{tg} \gamma$ ,  $R$ ,  $\omega$  и  $T$  и строятся кривые зависимости этих величин от  $V$  (фиг. 449).

**Способ 2—по мощности.** Считают попрежнему, что полеты:

горизонтальный с

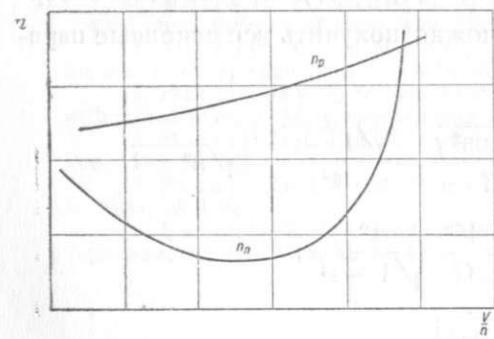


Фиг. 446.

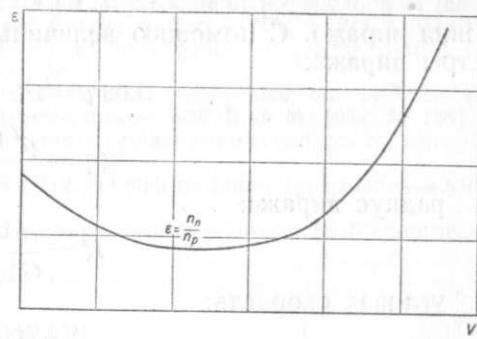
Здесь  $\varepsilon_1 = \frac{N_p}{N_n}$  — коэффициент мощности, который характеризует избыток мощности, имеющийся в моторе для совершения виража.

Связь между  $\varepsilon$  и  $\varepsilon_1$  может быть легко найдена:

$$k = \varepsilon^{\frac{2}{3}} \quad \text{и} \quad k = \frac{1}{\cos \gamma} = \frac{1}{\varepsilon^2}, \quad \text{откуда} \quad \varepsilon_1 = \frac{1}{\varepsilon^3}.$$



Фиг. 447.



Фиг. 448.

Для получения коэффициента избытка мощности  $\varepsilon_1 = \frac{N_p}{N_n}$  поступают следующим образом.

На диаграмму кривых располагаемых и потребных мощностей наносят ряд кривых  $N = c_x \frac{\rho S}{2 \times 75} V^3$  (кубические параболы), вычисленных для разных углов атаки. Точки пересечения этих кривых с кривой  $N_p$  дают мощность, расходуемую на вираже, а с кривой  $N_n$  — мощность горизонтального полета

на том же  $\alpha$  (фиг. 450). Определив  $\varepsilon_1 = \frac{N_p}{N_n}$ , можно получить график (фиг. 451), построенный по  $V_p$ .

Имея попрежнему  $\operatorname{tg} \gamma = \sqrt{k^2 - 1}$  и следовательно  $\operatorname{tg} \gamma = \sqrt{\frac{4}{\varepsilon_1^3} - 1}$ , получают:

радиус виража:

$$R = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \gamma} = \frac{V^2}{g} \frac{1}{\sqrt{\frac{4}{\varepsilon_1^3} - 1}},$$

угловую скорость:

$$\omega = \frac{g}{V} \sqrt{\frac{4}{\varepsilon_1^3} - 1},$$

и время полного оборота:

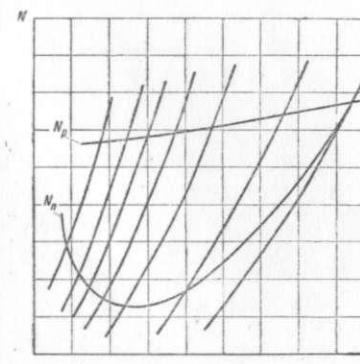
$$T = \frac{2\pi V}{g} \frac{1}{\sqrt{\frac{4}{\varepsilon_1^3} - 1}}.$$

#### Пересчет на другие условия

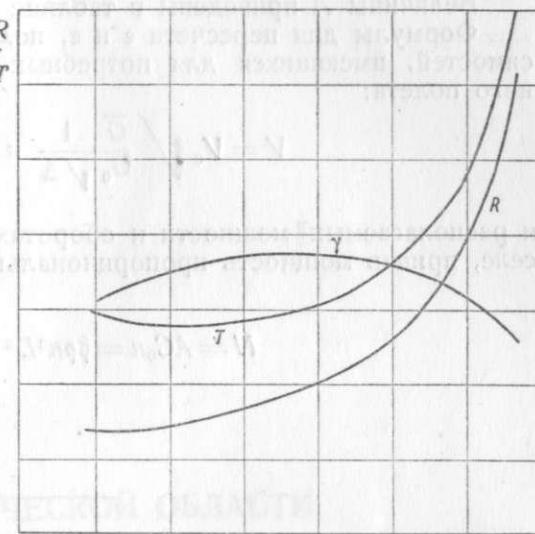
Если полет происходит на другой высоте и при другом весе, то пересчет коэффициентов  $\varepsilon$  и  $\varepsilon_1$ , необходимых для расчета виража, производится по формулам:

$$\varepsilon = \frac{n_p}{n_n} = \left( \frac{n_p}{n_n} \right)_0 \frac{\sqrt{\frac{G}{G_0}} \frac{1}{\sqrt{\frac{A}{A_0}}}}{\sqrt{\frac{A}{A_0}}} = \varepsilon_0 \sqrt{\frac{G}{G_0}} \frac{1}{\sqrt{A_0}};$$

$$\varepsilon_1 = \frac{N_p}{N_n} = \left( \frac{N_p}{N_n} \right)_0 \frac{A}{\frac{1}{\sqrt{\Delta}} \frac{G}{G_0} \sqrt{\frac{G}{G_0}}} = \varepsilon_{10} \frac{A \sqrt{\Delta}}{\frac{G}{G_0} \sqrt{\frac{G}{G_0}}}$$



Фиг. 450.



Фиг. 449.

Эти формулы применимы лишь для невысотных моторов.

В формулах индекс (0) показывает, что величина относится к полету в первоначальных условиях.

$A$  — коэффициент падения мощности мотора с высотой, вычисляемый обычно по формуле:

$$A = 11,1 \frac{p}{p_0} \sqrt{\frac{T_0}{T}} + 0,11$$

Величины  $A$  приведены в таблице XLVIII стр. 466.

Формулы для пересчета  $\varepsilon$  и  $\varepsilon_1$  получены с помощью следующих зависимостей, имеющихся для потребных скоростей и оборотов горизонтального полета:

$$V = V_0 \sqrt{\frac{G}{G_0} \frac{1}{\sqrt{\Delta}}} \quad \text{и} \quad n = n_0 \sqrt{\frac{G}{G_0} \frac{1}{\sqrt{\Delta}}}$$

и располагаемых мощности и оборотах при подъеме на постоянном дроселе, приняв мощность пропорциональной первой степени оборотов:

$$N = AC_0 n = \beta \rho n^3 D^5 \quad \text{и} \quad n = n_0 \sqrt{\frac{A}{\Delta}}$$

## ПОЛЕТ В ЗАКРИТИЧЕСКОЙ ОБЛАСТИ. ШТОПОР

Для изучения в закритической области полета в зависимости от высоты и скорости полета, а также от величины угла атаки, необходимо изучить зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки. Для этого в закритической области полета необходимо изучить зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки.

Для изучения в закритической области полета в зависимости от высоты и скорости полета, а также от величины угла атаки, необходимо изучить зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки.

Для изучения в закритической области полета в зависимости от высоты и скорости полета, а также от величины угла атаки, необходимо изучить зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки.

Для изучения в закритической области полета в зависимости от высоты и скорости полета, а также от величины угла атаки, необходимо изучить зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки.

Для изучения в закритической области полета в зависимости от высоты и скорости полета, а также от величины угла атаки, необходимо изучить зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки.

Для изучения в закритической области полета в зависимости от высоты и скорости полета, а также от величины угла атаки, необходимо изучить зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки.

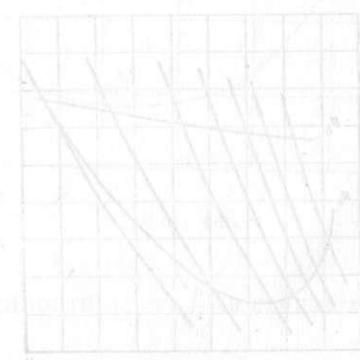
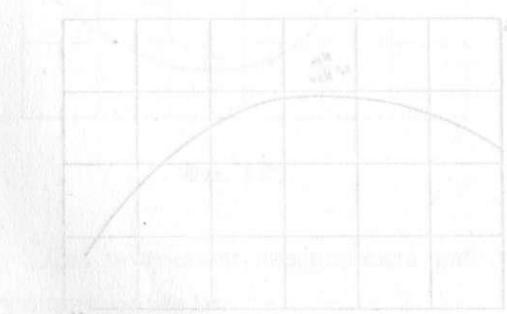
Для изучения в закритической области полета в зависимости от высоты и скорости полета, а также от величины угла атаки, необходимо изучить зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки.

Для изучения в закритической области полета в зависимости от высоты и скорости полета, а также от величины угла атаки, необходимо изучить зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки.

Для изучения в закритической области полета в зависимости от высоты и скорости полета, а также от величины угла атаки, необходимо изучить зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки.

Для изучения в закритической области полета в зависимости от высоты и скорости полета, а также от величины угла атаки, необходимо изучить зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки.

Для изучения в закритической области полета в зависимости от высоты и скорости полета, а также от величины угла атаки, необходимо изучить зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки.



## ИТОГИ РАЗРАБОТКИ В ТЕОРИИ ЧОПОВЫХ

бездействия какоголибо обычного механизма сидит, уставив глаза, на краю скамьи и, дрожащим от страха лицом, смотрит на то, как из-за неизвестных и непонятных причин вспыхнувшую тонкую линию, пролегшую вдоль края скамьи, пылающая языком огня, поднимается вверх, к лицу. Сидящий на скамье, не имеющий никакой возможности спастись, смотрит на то, как из-за неизвестных и непонятных причин вспыхнувшую тонкую линию, пролегшую вдоль края скамьи, пылающая языком огня, поднимается вверх, к лицу.

Закритическая область определяется углами атаки, большими критического  $\alpha_{kp}$ , при котором имеет место  $c_{y\max}$  (для обычных профилей  $\alpha_{kp}$  — около  $14-16^\circ$ , для крыльев с предкрылками доходит до  $25-30^\circ$ ).

Для закритической области наиболее характерны явления срыва потока; при отсутствии вращения с возрастанием  $\alpha$  срыв постепенно захватывает крыло, начинаясь обычно с задней кромки и развиваясь по размаху, — для прямоугольных крыльев от фюзеляжа; трапецевидность крыльев содействует ускорению срыва на концах крыльев. Процесс развития срыва в основном заканчивается на углах  $\alpha$  между  $30-40^\circ$ . Срыв потока сопровождается следующими явлениями:

1. Исчезает скос потока за крылом, а следовательно, увеличиваются углы атаки горизонтального оперения и резко повышается величина его моментов пикирования.

2. Появляется „зона затенения“ от крыла.

3. Распределение давлений по хорде приобретает достаточно равномерный характер; это сопровождается перемещением ц. д. назад к середине хорды и соответственным резким увеличением моментов  $c_{mz\ ct}$  крыла.

4. Суммарные аэродинамические моменты  $c_{mz\ ct}$  самолета резко возрастают в ближайшей закритической зоне; будучи моментами пикирования, они в отсутствии вращения ограничивают кабрирование самолета, которое в обычных машинах, при ручке на себя до отказа, не превосходит  $\alpha=22-27^\circ$ .

Для низкоплана с высокорасположенным горизонтальным оперением и коротким фюзеляжем моменты  $c_{mz\ ct}$  значительно падают вследствие затенения горизонтального оперения крылом; в этом случае самолет легко может попасть в более глубокую часть закритической области с вытекающими отсюда катастрофическими последствиями потери управляемости.

5. Вертикальное оперение в закритическом полете теряет активность вследствие затенения крылом и, главным образом, горизонтальным оперением.

Для обычных форм самолета вертикальное оперение теряет активность до нуля на углах атаки, больших  $50^\circ$ , а иногда даже при  $40^\circ$ ; это обстоятельство является одной из основных причин катастрофического невыхода из плоских штопоров. На достаточно больших углах атаки вертикальное оперение в целом, и руль направления в отдельности, могут дать эффект, даже обратный нормальному.

6. Интерцепторы, элероны различных типов, щитки перестают работать, если находятся в части крыла, претерпевшей срыв потока.

Целый ряд эволюций самолета относится к закритической области. Из них к числу полезных принадлежат некоторые фигурные полеты; сюда относятся перевороты — одинарные, двойные, многократные и боевые развороты. В настоящее время перечисленные фигуры воспроизводятся, главным образом, путем кабрирования самолета с переходом в закритическую область и использованием присущих ей больших моментов авторотации;

последние возникают в результате вращения около продольной оси самолета и действуют в сторону усиления его скорости вращения, в противоположность погашающему характеру этих моментов в докритической зоне. Моменты авторотации, усиливая вращение крена, ускоряют указанные выше эволюции. Исключив возможность авторотации, непосредственно понижают управляемость и маневренность в подобных фигурах, играющих существенную роль в летной характеристике самолетов, предназначенных для фигурных полетов вообще.

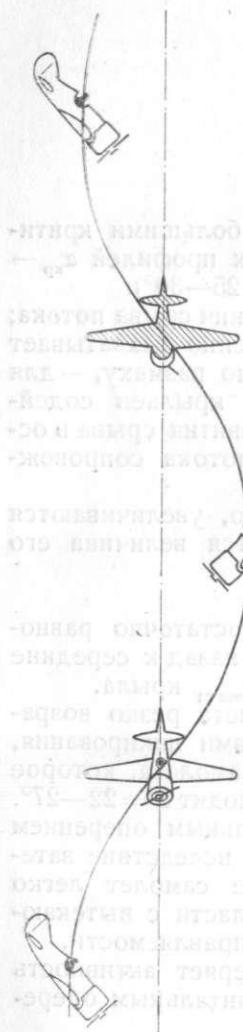
Свойства авторотации приводят также к эволюциям, бесполезным с точки зрения эксплуатации самолета, а иногда и вредным; сюда относятся штопор и потеря устойчивости и управляемости при потере скорости. Устройство современных самолетов таково, что оба эти явления имеют место в авиации, и пока не найдено еще мероприятий, устраняющих их без ущерба в общих летных свойствах самолета.

**Штопор самолета.** В штопоре ц. т. самолета описывает весьма крутую спираль малого радиуса, величиной обычно от 1 до 2,5 м; шаг спирали от 60 до 150 м; ось спирали вертикальна и называется осью штопора; скорости снижения по оси штопора колеблются от близких к посадочной до значительных скоростей, приближающихся к 250 км/ч. Самолет при этом вращается таким образом, что нормаль к плоскости крыла в первом приближении пересекает ось штопора своим положительным направлением от ц. т. вверх (фиг. 452). В установившемся штопоре угловая и поступательная скорости, углы атаки и скольжения, а также положение самолета относительно оси штопора остаются неизменными в пределах небольшого изменения высоты, где плотность  $\rho$  можно принимать за постоянную. Характеристики установившегося штопора колеблются в пределах: время витка от 1 до 2,5–3 с; угол атаки от 25° (крукий штопор) до 60–65° (плоский штопор); угол скольжения (между скоростью по траектории и плоскостью симметрии) не превышает обычно  $\pm 15^\circ$ .

Принимается, что установившийся штопор осуществляется после 4–8 витков; некоторые самолеты, однако, совершают не приобретают установившейся формы штопора, сохраняя колебания больших амплитуд. Как правило, формы плоского штопора отличаются большими углами атаки и меньшими: радиусами, скоростью снижения и временем одного витка; скольжение получается более в сторону внутреннего, в котором внутреннее крыло занимает более низкое положение. Опасные штопоры обычно относятся к плоским и сопровождаются наружным скольжением, с прижиманием летчика к внутреннему борту (на правом штопоре правый борт).

К нормальной машине предъявляется требование быстрого выхода из штопора после соответственной перестановки рулей; обычно считают предметом допустимого опоздание выхода в 2–3 витка. Опасность невыхода из штопора увеличивается с высотой полета и с большими нагрузками на единицу площади крыла.

Процесс выхода протекает в форме сложного неустановившегося движения (мало изученного и пока не поддающегося точному расчету). Штопор протекает под воздействием малых разностей больших величин, и потому вопросы выхода или невыхода из него часто зависят от малых причин,



Фиг. 452.

требуя весьма тонкого решения индивидуально по каждой машине. При наличии в настоящее время лишь приближенных методов определения величины действующих в штопоре факторов, возможности количественного прогноза штопора, основанного на расчетах и лабораторных исследованиях, весьма проблематичны; качественные же заключения о конструктивных мероприятиях по обеспечению безопасности штопора вполне доступны.

**Потеря устойчивости и управляемости при потере скорости.** Потеря скорости обычно сопровождается переходом на большие углы атаки в закритическую область; на этих углах, в связи с появлением авторотации, теряется поперечная устойчивость самолета и в то же время резко падает эффективность элеронов. В результате самолет валится на крыло с дальнейшим переходом в штопор; в случае близости земли катастрофа неизбежна. Если скорость не потеряна, то из области больших углов атаки самолет легко переводится в зону докритическую, где авторотация прекращается, а скорость достаточна для поддержания самолета при соответственных величинах  $c_y$ . При потере скорости ниже посадочной, переход на малые углы атаки, хотя и дает прекращение вращения, но не приводит к уравновешиванию веса подъемной силой; самолет продолжит движение вниз в сторону пикования; пока не будет приобретена скорость, необходимая для выхода из этого состояния.

Вывод самолета из состояния потери скорости осуществляется в маневре при испытании самолета на „срыв в штопор“. В этом маневре, кроме перевода машины на малые углы атаки действием руля высоты, применяется переброска самолета в сторону внутреннего скольжения действием руля направления.

## МОМЕНТЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И ЦЕНТРОБЕЖНЫХ СИЛ

### Оси, углы и основные определения

Для случая приближенного, но достаточно точного решения основных задач полета в закритической области, принимают для вращательного движения вектор скорости  $V$ , совпадающим с вектором угловой скорости  $\omega$ , направленным по оси  $Ox_0$  (в штопоре—вертикальная ось штопора).

Система осей  $Ox_0 y_0 z_0$  (фиг. 453)—переносная с началом в ц. т. и вращающаяся вместе с самолетом с общей угловой скоростью  $\omega$ .

Система осей

$Ox_{hg} y_{hg}$ —хордовая;

$Oz$ —нормаль к плоскости хорд;

$Oy$ —параллельна размаху;

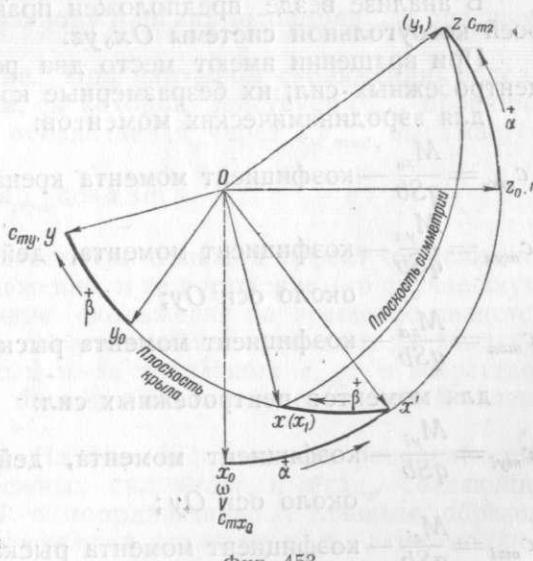
$Ox$ —параллельна центральной хорде;

$Oxz$ —плоскость симметрии;

$Oxy$ —плоскость хорд крыла.

Для штопора ось  $Oz_0$  направлена по радиусу  $r$ .

Положение твердого тела в движении около ц. т. определяется тремя углами  $\gamma$ ,  $\alpha$ ,  $\beta$ :  $\gamma$ —угол поворота около оси  $Ox_0$  (не показан на фиг. 453); в обычном предположении  $r=0$ , когда направления  $V$  и  $\omega$  совпадают, поворот на угол  $\gamma$  не меняет положения векторов  $V$  и  $\omega$  в самолете, а значит от угла  $\gamma$  не зависят рассматриваемые аэродинамические моменты и моменты центробежных сил.



Фиг. 453.

Очевидно, что:

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega.$$

Второй поворот — на угол атаки  $\alpha$  около оси  $Oy_0$ ; третий поворот — на угол скольжения  $\beta$  около оси  $Oz$ .

По оси  $Ox_1$  направлена проекция  $V$  и  $\omega$  на плоскость крыла  $Oxy$ ; поэтому угол  $\alpha$  есть угол между направлением  $V$  (или  $\omega$ ) и плоскостью крыла; угол  $\beta$  есть угол между плоскостью симметрии  $Oxz$  и проекцией  $V$  (и  $\omega$ ) на плоскость крыла.

При более точном решении задачи, с учетом  $r \neq 0$ , вносятся небольшие поправки в величины моментов; векторы  $V$  и  $\omega$  в этом случае не будут совпадать, и направление каждого из них определится аналогичными углами:

$\alpha$ ;  $\beta$  — для скорости  $V$ ;  
 $\alpha_\omega$  — для угловой скорости  $\omega$ .

Угол  $\beta$ , положительный для случая правого штопора, соответствует опусканию в штопоре наружного крыла и заносу хвоста по штопору; плоскость симметрии при этом наклоняется так, что поток набегает на нее со стороны наружного крыла; скольжение при положительном  $\beta$  называется наружным; наружное крыло в этом случае будет ближе к оси штопора и по существу будет внутренним, сохраняя название наружного лишь по аналогии с выражением.

Отрицательный угол  $\beta$  соответствует на правом штопоре внутреннему скольжению.

Углы  $\alpha$  и  $\beta$  связаны с углами  $\alpha_a$ ,  $\beta_a$ , измеряемыми в аэродинамической лаборатории (скоростная система осей), зависимостями:

$$\sin \alpha = \sin \alpha_a \cdot \cos \beta_a,$$

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{\operatorname{tg} \beta_a}{\cos \alpha_a}.$$

В анализе везде предположен правый штопор. Моменты берутся около осей косоугольной системы  $Ox_0yz$ .

При вращении имеют место два рода моментов — аэродинамических и центробежных сил; их безразмерные коэффициенты будут:

для аэродинамических моментов:

$$c_{mx_0} = \frac{M_{x_0}}{qSb} \text{ — коэффициент момента крена около оси вращения;}$$

$$c_{mya} = \frac{M_{ya}}{qSb} \text{ — коэффициент момента, действующего в плоскости симметрии около оси } Oy;$$

$$c_{mza} = \frac{M_{za}}{qSb} \text{ — коэффициент момента рыскания — около нормали к крылу;}$$

для моментов центробежных сил:

$$c_{myi} = \frac{M_{yi}}{qSb} \text{ — коэффициент момента, действующего в плоскости симметрии около оси } Oy;$$

$$c_{mzi} = \frac{M_{zi}}{qSb} \text{ — коэффициент момента рыскания.}$$

Момент центробежных сил около оси вращения всегда равен 0.

Коэффициенты  $c_{mx_0}$ ,  $c_{mya}$ ,  $c_{mza}$  суть функции от

$$\alpha; \beta; \frac{\omega l}{2V}.$$

Коэффициенты  $c_{myi}$ ,  $c_{mzi}$  — функции от  $\alpha_\omega$ ,  $\beta_\omega$ ,  $\frac{\omega l}{2V}$ .

В обычном приближении ( $r=0$ ) все 5 коэффициентов суть функции только от  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\frac{\omega l}{2V}$ .

$\frac{\omega l}{2V}$  — характеристика вращения.

Величины углов (кроме  $\alpha$ ), угловых скоростей, ускорений и моментов считаются положительными при направлении „против часовой стрелки“, если смотреть по положительному направлению оси из начала координат.

#### Коэффициенты моментов

$$c_{my} = c_{mya} + c_{myi}$$

Момент аэродинамический  $c_{mya}$ . Опыт и общие соображения показывают, что этот аэродинамический момент, вообще, мало зависит от вращения и скольжения, взятого в обычных пределах  $\beta = \pm 20^\circ$ . Поэтому для суждения об общих характеристиках явлений можно принять:

$$c_{mya} = c_{mz \text{ ст}},$$

где:  $c_{mz \text{ ст}}$  — коэффициент момента, полученный при испытании на статическую продольную устойчивость, в котором ось по размаху обозначается обычно через  $O_z$  вместо принятого обозначения для штопора  $Oy$ ;

$c_{mya}$  — коэффициент положительного момента весьма большой величины, всегда действующего на пикирование, выводящего самолет из штопора и преодолевающего его переход в опасную зону плоских штопоров „за опасным перевалом“ (стр. 425).

Влияние скольжения на вращение. При наружном скольжении, вследствие наклона плоскости симметрии, в которой действует  $c_{mya}$ , проекция последнего на ось вращения  $Ox_0$ , обозначаемая через  $\Delta_y c_{mx_0}$ , выражается формулой:

$$\Delta_y c_{mx_0} = -c_{mya} \cos \alpha \sin \beta.$$

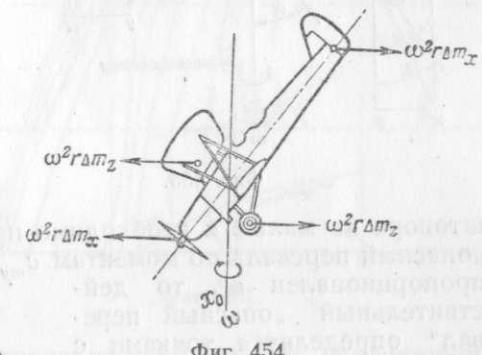
Эта проекция при  $\beta$  порядка  $20^\circ$  дает очень большой эффект на усиление вращения в случае наружного скольжения, и на погашение — в случае внутреннего скольжения. Сильное влияние скольжения на вращение является основным фактором закритического полета вообще; очевидно, на малых  $\alpha$  при ручке „на себя“ оно будет малым из-за небольших  $c_{mya}$ , и возрастает с отклонением ручки „от себя“; на больших  $\alpha$  влияние скольжения оказывается исключительно большим.

Момент центробежных сил ( $c_{myi}$ ). На фиг. 454 показано распределение на самолете элементарных центробежных сил  $\omega^2 r \Delta m_x$  и  $\omega^2 r \Delta m_z$ , создающих момент с коэффициентом  $c_{myi}$ ; массы с координатами  $x$ , главным образом грузы, расположенные по концам фюзеляжа вдали от ц. т., дают момент:

$$c_{myi1} = \text{const } \omega^2 I_x,$$

действующий на кабрирование; массы с координатами  $z$  дают момент пикирования:

$$c_{myi2} = \text{const } \omega^2 I_z.$$



Фиг. 454.

В обычном предположении, что главные оси инерции совпадают с хордовыми, т. е.  $I_{xz} = 0$ , суммарный коэффициент будет:

$$c_{myi} = 4 \sin 2\alpha \cos \beta \left( \frac{\omega l}{2V} \right)^2 \frac{I_z - I_x}{\rho S l^2 b}, \quad (I)$$

$$I_x = \sum \Delta m x^2; \quad I_z = \sum \Delta m z^2.$$

$I_x, I_z$  представляют собой так называемые плоскостные моменты инерции, более удобные в приложениях, чем обычно встречающиеся в выражениях  $c_{myi}$  осевые моменты инерции:

$$J_x = \sum \Delta m (y^2 + z^2) \text{ и } J_z = \sum \Delta m (x^2 + y^2).$$

Так как в самолете  $I_z$  — величина второго порядка малости по сравнению с  $I_x$ , то общий коэффициент  $c_{myi}$  будет отрицательный и определит собою большой величины момента кабрирования, затягивающий самолет в плоские штопора и способный уравновесить и превзойти столь же большой аэродинамический момент  $c_{mya}$ .

При  $\alpha = 45^\circ$  моменты  $c_{myi}$  имеют максимум; при выходе из плоского „опасного перевала“ по моментам  $c_{my}$  при  $\omega = \text{const}$  и  $\beta = \text{const}$ ; так как  $c_{my}$

штопора на малые  $\alpha$  необходимо преодолеть этот максимум, составляющий пропорционален  $\omega^2$ , то действительный „опасный перевал“ определяется точками с максимальными  $\omega$  (стр. 422).

Момент около оси вращения  $c_{mx_0}$ . При вращении окружные скорости изменяют величину и направление относительной скорости на элементах размаха; на конце наружного крыла вектор скорости отклоняется вперед на угол  $\Delta\alpha$  (фиг. 455);

$$\operatorname{tg} \Delta\alpha = \left( \frac{\omega l}{2V} \right).$$

Угол атаки  $\alpha_e$  на конце крыла уменьшается:

$$\alpha_e = \alpha - \Delta\alpha,$$

где  $\alpha$  — угол атаки центральной хорды.

На внутреннем крыле скорость отклоняется назад, и угол атаки  $\alpha_e$  увеличивается.

Разница углов атаки по размаху при больших  $\frac{\omega l}{2V}$  доходит иногда до  $60-70^\circ$ .

Коэффициент момента  $c_{mx_0}$  около оси вращения нетрудно найти, взяв на кривой  $c_{y_1}, c_{x_1}$  (фиг. 456) точку  $a$  с данным  $\alpha$  и отложив от нее вправо и

к тому, что основным фактором выхода из штопора является переход в сторону пикирования, в I зону малых  $\alpha$ . Переход в направлении пикирования применяется также и для выхода из переворотов, боевого разворота и из состояния потери скорости; в последнем случае выход сопровождается необходимым увеличением скорости.

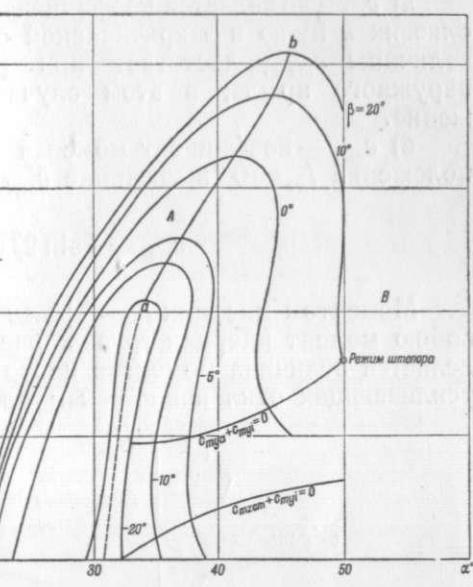
На фиг. 460 даны кривые авторотации для случаев бипланной коробки и моноплана при  $\beta = 0$ ; варианты коробки биплана показывают влияние на авторотацию выноса и расстояния между планами; сильная авторотация при  $\beta = 0$  для случая биплана без выноса и вторые зоны авторотации на больших  $\alpha$  и больших  $\frac{\omega l}{2V}$  объясняются затенением верхнего крыла нижним.

Влияние скольжения на кривые авторотации. Фиг. 461 и 462 показывают, что наружное скольжение  $\beta$  до  $20^\circ$  увеличивает  $\frac{\omega l}{2V}$  авторотации иногда в два раза, и самые малые  $\beta$  расширяют зону авторотации до очень больших  $\alpha$ .

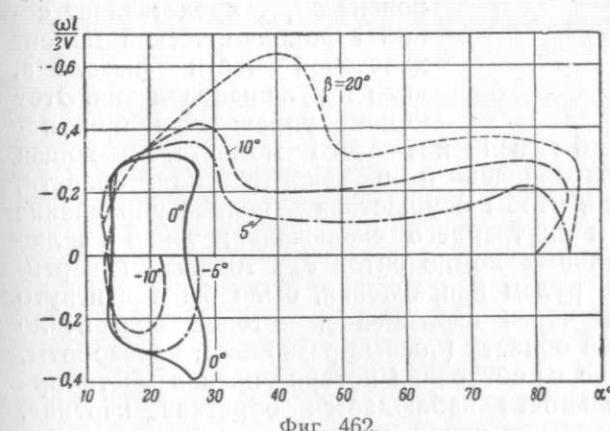
Внутреннее скольжение  $\beta$  до  $15-20^\circ$  исключает возможность установившейся авторотации.

Эффект скольжения построен, главным образом, на действии проекции на ось  $Ox_0$  момента  $c_{mya}$  (обозначенной через  $\Delta c_{mx_0}$ ), и отчасти на развитии повышенного разрежения на конце крыла, отклоненного вперед при скольжении.

На фиг. 461 проведена линия  $ab$  — геометрическое место максимумов  $\frac{\omega l}{2V}$ ; эта линия является опасным „перевалом“, на котором возрастающие



Фиг. 461.



Фиг. 462.

рая, с другой стороны, является причиной резкого самопроизвольного срыва в штопор при ошибках управления.

Перебрасывая машину в сторону внутреннего скольжения, летчик понижает скорость вращения, а при достаточном скольжении может прекратить его. На „опасном перевале“ подобный маневр уменьшает  $c_{myi}$ , препятствующий пикированию, т. е. выходу из опасных штопоров типа „за перевалом“.

При потере скорости достаточное внутреннее скольжение, создаваемое действием ноги обратно крену, прекращает сваливание на крыло и выравнивает машину; так как при этом  $c_{mya}$  обычно невелики, а активность руля высоты значительна, то отклонение ручки „от себя“ весьма полезно, с одной стороны, для усиления действия скольжения на вращение проекции  $\Delta_y c_{mx_0}$ , с другой — непосредственно для перевода самолета на малые  $\alpha$  и набора скорости.

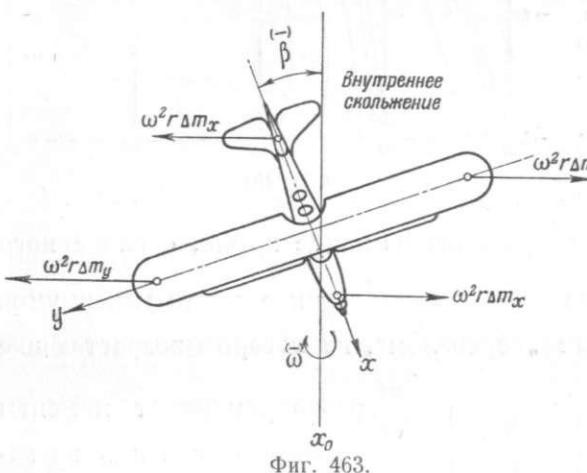
**Моменты рыскания ( $c_{mz}$ ).** Составляющие коэффициента  $c_{mz}$ :

а)  $c_{mz kp}$  — является коэффициентом моментов тангенциальных сил крыла, близких к нулю в закритической области; поэтому  $c_{mz kp}$  мало; наибольшей величины  $c_{mz kp}$  достигает при расположении  $\alpha_{kp}$  и пика  $c_y$ , на конце наружного крыла; в этом случае  $c_{mz kp}$  затягивает в наружное скольжение.

б)  $c_{mzi}$  — коэффициент момента центробежных сил. Для обычного предположения  $I_{xz} = 0$  выражение  $c_{mzi}$  принимает вид:

$$c_{mzi} = 4 \sin 2\beta \cos^2 \alpha \left( \frac{\omega l}{2V} \right)^2 \frac{I_x - I_y}{\rho S l^2 b}. \quad (II)$$

Моментом инерции  $I_x = \sum \Delta m x^2$  (основная часть которого представляет собою момент инерции грузов, расположенных на концах фюзеляжа) определяется величина моментов центробежных сил — дестабилизирующих, т. е. усиливающих отклонение  $\beta$  как наружное, так и внутреннее.



Фиг. 463.

Момент инерции  $I_y = \sum \Delta m y^2$  от грузов, расположенных вдоль крыла, определяет величину момента — восстанавливающего, т. е. уменьшающего отклонение  $\beta$  (фиг. 463).

Обычно  $I_x > I_y$ , и  $c_{mzi}$  является дестабилизирующим моментом; в редких случаях  $I_y > I_x$ ; вообще же разность  $I_x - I_y$  мала, и момент  $c_{mzi}$  также мал.

в) Третий и последний компонент  $c_{mz v_o}$  представляет собой аэродинамический момент хвостовой части фюзеляжа, киля и руля направления. Этот момент управляется при помощи руля направления; если бы величина этого момента, имеющая место в нормальном полете, сохранялась и в закритической области, то ее было бы вполне достаточно, чтобы осуществлять полное управление углом  $\beta$  в сторону наружного и внутреннего скольжения; такое заключение вытекает из малости остальных компонентов  $c_{mz}$ . Активным вертикальным оперением, в частности рулем направления, было бы достигнуто мощное управление вращением через скольжение, которое обеспечило бы управляемость в закритической области (боевые развороты, перевороты, выход из штопора и выравнивание из состояния потери управляемости при потере скорости). В действительности наблюдается обратная картина. В обычных самолетах руль направления почти целиком теряет свою активность на больших  $\alpha$ . Несмотря, однако, на это, вследствие большого влияния скольжения на вращение, особенно в плоских штопорах „за перевалом“, роль руля направления в вопросе управляемости для всего закритического полета обычных самолетов остается весьма существенной. Поэтому меры восстановления активности поворотного устройства, указанные на стр. 426, являются весьма важными в отношении безопасности полета.

418

## ОСНОВНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ШТОПОРУ В ЛАБОРАТОРИИ

На штопорном 3-компонентном приборе в условиях  $r=0$  отыскиваются и путем обработки определяются коэффициенты  $c_{mx_0}$ ,  $c_{mya}$ ,  $c_{mza}$  трех аэродинамических моментов:  $M_{x_0}$ ,  $M_{ya}$ ,  $M_{za}$  в функции  $\alpha$ ;  $\beta$ ;  $\frac{\omega l}{2V}$ ; в коэффициенты затем вводится поправка для учета радиуса штопора; моменты центробежных сил находятся расчетом. Три уравнения равновесия для моментов решают задачу установившегося штопора; в форме коэффициентов эти уравнения равновесия имеют вид:

$$\begin{aligned} c_{mx_0} &= 0, \\ c_{mya} + c_{myi} &= 0, \\ c_{mza} + c_{mzi} &= 0. \end{aligned}$$

Из этих уравнений находят характеристики равновесия  $\alpha_0$ ;  $\beta_0$ ;  $\left(\frac{\omega l}{2V}\right)_0$ , определяющие режим штопора.

### Первая задача

Устанавливая рули на вход в штопор, ищут из уравнений равновесия характеристики:  $\alpha_0$ ,  $\beta_0$ ,  $\left(\frac{\omega l}{2V}\right)_0$  режима штопора. Знание режима штопора существенно, главным образом, потому, что по характеристикам режима можно в известной мере судить о свойствах самолета на выходе; именно, получив режим штопора „до перевала“ или около него, можно с большой степенью вероятности считать самолет безопасным в отношении выхода.

### Вторая задача

Устанавливая рули на выход из штопора, ищут, при каких значениях  $\alpha_0$ ,  $\beta_0$ ,  $\left(\frac{\omega l}{2V}\right)_0$  удовлетворяются вышеупомянутые уравнения равновесия в исчерпывающей широкой зоне углов  $\alpha$ ,  $\beta$  и характеристики  $\frac{\omega l}{2V}$ , которая охватывается опытами. Наличие равновесия указывает на возможность катастрофического невыхода. При отсутствии равновесия, ищут сочетание  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\frac{\omega l}{2V}$ , наиболее близкое к равновесию, причем значения моментов в этой точке являются мерами безопасности штопора. Если эти значения превосходят ошибки эксперимента и перехода к натуре, то выход из штопора следует считать гарантированным. Ошибки перехода к натуре могут быть настолько большими и различными, что в ряде случаев прогноз штопора с гарантированным результатом в настоящее время не может иметь места.

На основе анализа явлений полета в закритической области можно дать лишь качественные заключения и рекомендации по поводу форм самолета, благоприятствующих выходу из штопора.

Исследование штопора самолета по первой и второй задачам требует знания эллипсоида инерции самолета, который определяется весьма тщательно в период проектирования самолета.

## ЗАМЕЧАНИЕ ПО ПОВОДУ НЕУСТАНОВИВШЕГОСЯ ДВИЖЕНИЯ ПРИ ВЫХОДЕ ИЗ ШТОПОРА

Новые работы ЦАГИ по неустановившемуся движению при выходе из штопора обнаружили чрезвычайно большие динамические „специальные“ моменты, связанные с производными  $\frac{d\alpha}{dt}$ ;  $\frac{d\beta}{dt}$  и  $\frac{d\omega}{dt}$ . Некоторые из этих

моментов представляют собой жироскопические моменты самолета, как жироскопа, иногда называемые поворотными. Все эти моменты создают круговой цикл изменения: от действия ноги на выход получается угловая скорость  $(\frac{d\beta}{dt})_{\text{вн}}$  в сторону внутреннего скольжения, которая под действием „специальных“ моментов приводит к полезному для выхода уменьшению  $\alpha$  и  $\omega$ , создавая соответственные  $\frac{da}{dt}$  и  $\frac{d\omega}{dt}$ ; эти производные в свою очередь вызывают специальные моменты, перебрасывающие самолет на наружное скольжение с угловой скоростью  $(\frac{d\beta}{dt})_{\text{нап}}$ ; угловая скорость  $(\frac{d\beta}{dt})_{\text{нап}}$  приводит к вредному эффекту увеличения  $\alpha$  и  $\omega$  в такой мере, что меняются знаки  $\frac{da}{dt}$  и  $\frac{d\omega}{dt}$ ; в результате воздействия последних снова развивается  $(\frac{d\beta}{dt})_{\text{вн}}$ , с которого цикл начался.

Как следствие указанных явлений, выход из штопора протекает обычно в виде колебательных движений по  $\alpha$  и  $\beta$ , иногда небольших, а иногда, как показал эксперимент в полете, достигающих исключительно больших амплитуд до  $40-50^\circ$  как по  $\alpha$ , так и по  $\beta$ .

Из сказанного вытекает также, что при отсутствии колебаний осуществление внутреннего скольжения при выходе полезно не только понижением  $\frac{\omega l}{2V}$  кривых авторотации (фиг. 461), но и непосредственным эффектом уменьшения  $\alpha$  и  $\omega$  через воздействие  $(\frac{d\beta}{dt})_{\text{вн}}$ . При наличии колебаний этот эффект будет также иметь место в общем течении выхода, но, очевидно, через некоторое среднее значение  $(\frac{d\beta}{dt})_{\text{вн}}$ .

Процесс выхода должен обязательно сопровождаться уменьшением  $\alpha$ , что при большой быстроте явления (большое отрицательное  $\frac{da}{dt}$ ) перебрасывает самолет на вредное наружное скольжение; опыт в натуре в случаях быстрого выхода показал развитие наружного скольжения до  $\beta = 20-30^\circ$ . В целях возможного противодействия этому неблагоприятному для выхода процессу следует особенно озабочиться активизацией вертикального оперения, увеличивая его площадь и устраяя его затенение крылом и горизонтальным оперением.

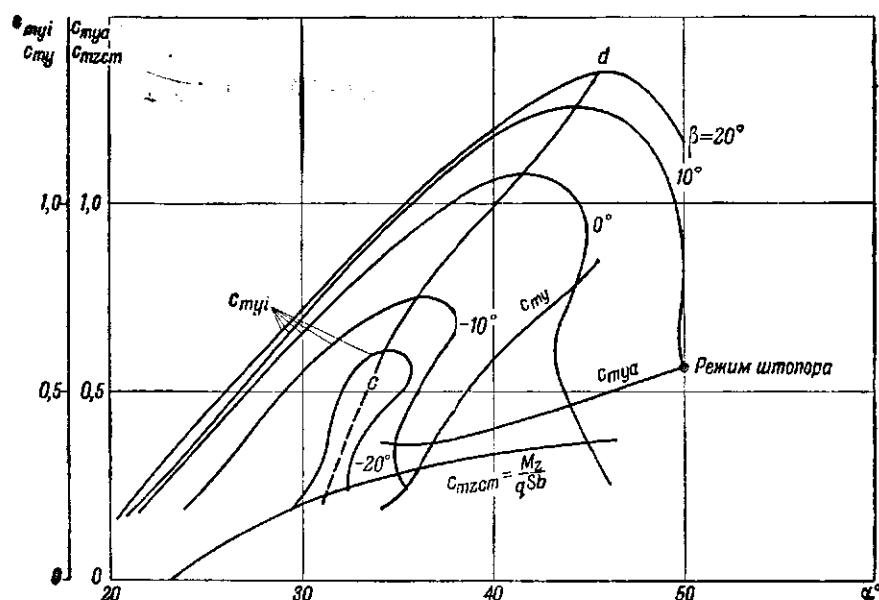
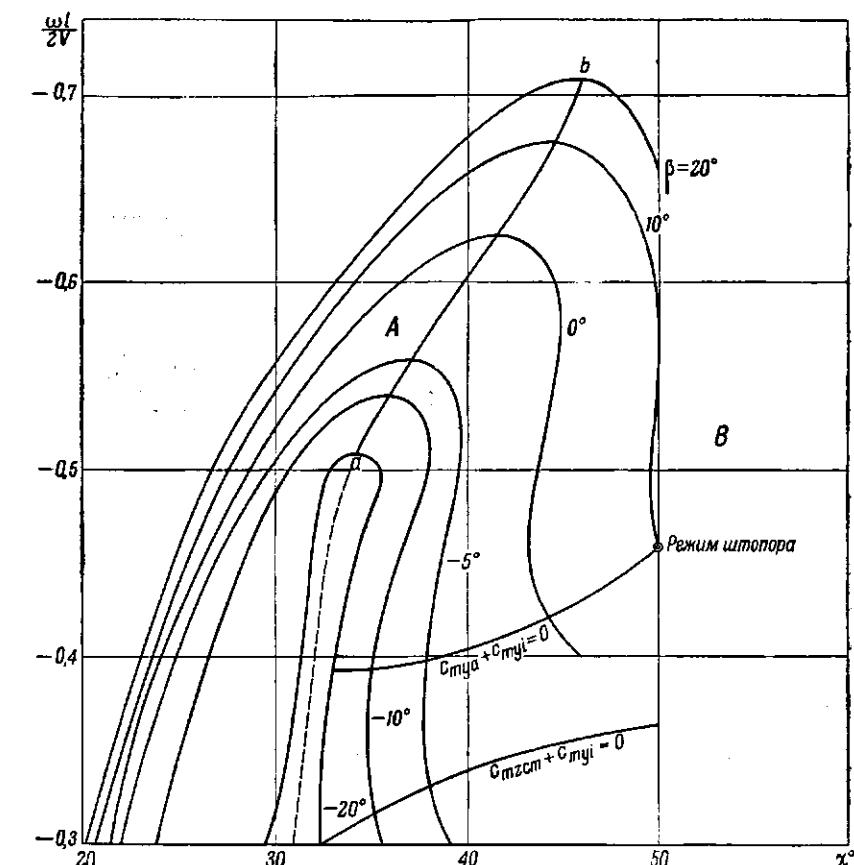
### КЛАССИФИКАЦИЯ ШТОПОРОВ ПО ПРИЗНАКУ ПЕРЕВАЛА

Основным моментом, препятствующим выходу из штопора, является момент центробежных сил на кабрирование с коэффициентом  $c_{myi}$ .

Его значения для условия равновесия  $c_{mxi} = 0$ , полученные по формулам I для сочетаний  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\frac{\omega l}{2V}$ , взятых с кривых авторотаций (фиг. 461) построены на диаграмме фиг. 464 в перевернутом виде (на фиг. 464 вверху повторена фиг. 461).

Коэффициенты  $c_{myi}$  зависят, главным образом, от  $\frac{\omega l}{2V}$ , значительно от  $\alpha$  и весьма мало от  $\beta$ .

В случае пренебрежения влиянием  $\alpha$  и при  $\beta = \text{const}$  максимальные значения  $(c_{myi})_{\max}$  должны обязательно лежать на линии  $cd$  (фиг. 464), точки которой



Фиг. 464.

соответствуют точкам линии  $ab$  верхней диаграммы, представляющей собой геометрическое место точек  $\left(\frac{\omega l}{2V}\right)_{\max}$ .

Вид кривых фиг. 464 показывает, что линия  $cd$  является вместе с тем линией действительных максимумов моментов кабрирования  $c_{myi}$  при движении самолета в условиях  $c_{mx_0}=0$  при  $\beta=\text{const}$  для сочетаний  $\alpha$  и  $\left(\frac{\omega l}{2V}\right)$ , взятых с верхней диаграммы. Практически совпадающие для линий  $ad$  и  $cd$  сочетания  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\frac{\omega l}{2V}$ , отвечающие соответственно максимумам обеих величин  $\frac{\omega l}{2V}$  и  $c_{myi}$ , называются „опасным перевалом“ или кратко „перевалом“. Для „перевала“ на фиг. 464 написана кривая аэродинамических моментов  $c_{mya}$ , взятых в условиях вращения из опытов на штопорном приборе, как функция  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\frac{\omega l}{2V}$ . Кривая  $c_{mya}$  может быть с небольшой погрешностью заменена, там же нанесенной кривой моментов  $c_{mz\text{ст}}$ , полученных непосредственно из опыта на статическую подобную устойчивость и являющихся функцией только  $\alpha$ ; момент  $c_{mya}$  мало зависит от  $\beta$  и  $\frac{\omega l}{2V}$ , удовлетворяя равенству  $c_{mya} \approx c_{mz\text{ст}}$ .

Точки диаграммы, лежащие на кривой  $c_{mya}$  или  $c_{mz\text{ст}}$ , соответствуют условию равновесия двух моментов:

$$c_{mx_0}=0, \quad c_{my}=c_{mya}+c_{myi}=0.$$

В сочетаниях  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\frac{\omega l}{2V}$  кривой  $c_{mz\text{ст}}$  третий момент  $c_{mz}$  (около оси  $Oz$ ), вообще говоря, не равен нулю:

$$c_{mz} \neq 0.$$

Сочетание  $\alpha_0$ ,  $\beta_0$ ,  $\left(\frac{\omega l}{2V}\right)_0$ , где все три момента равны нулю, очевидно, должно лежать густо на кривой  $c_{mya}$  (или приближенно  $c_{mz\text{ст}}$ ) и определяет режим штопора.

На верхнем графике сочетания  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\frac{\omega l}{2V}$  равновесия  $c_{mx_0}=0$  и  $c_{my}=0$  представлены кривыми:

$$c_{my}=c_{mya}+c_{myi}=0,$$

и, приближенно,

$$c_{my}=c_{mz\text{ст}}+c_{myi}=0;$$

расхождение кривых указывает на погрешность предположения, что:  $c_{mya} \approx c_{mz\text{ст}}$ .

Оставив в сочетаниях, полученных по кривой  $c_{mz\text{ст}}$  нижней диаграммы, лишь  $\alpha$  и  $\frac{\omega l}{2V}$  и меняя  $\beta$ , нарушают равновесие  $c_{mx_0}$ , но в пределах небольших ошибок сохранится равновесие моментов, именно  $c_{my}=0$ , в виду независимости в первом приближении  $c_{my}$  от  $\beta$ .

Варьируя  $\beta$  в этих условиях, можно его подобрать так, что для данного положения руля направления удовлетворится выражение  $c_{mz}=0$ , но одновременно нарушится равновесие  $c_{mx_0}=0$ , и получится следующее сочетание:

$$c_{my}=0; \quad c_{mz}=0; \quad c_{mx_0} \neq 0.$$

Таким образом, по кривой  $c_{mya}$  (или  $c_{mz\text{ст}}$ ) можно в первом приближении разметить, с одной стороны,  $\frac{\omega l}{2V}$ , отвечающие условию равновесия:  $c_{my}=0$ , а с другой — два рода углов  $\beta$ :

- 1) углы  $\beta$ , отвечающие условию  $c_{my}=0$  и  $c_{mx_0}=0$ ; их можно назвать  $\beta_n$  „потребные“, т. е. потребные для условия авторотации  $c_{mx_0}=0$ ;
- 2) углы  $\beta$ , отвечающие условию  $c_{my}=0$  и  $c_{mz}=0$ ; их можно назвать  $\beta_p$  „располагаемые“, которые летчик получает действием руля направления, управляющего моментом  $c_{mz}$ .

Если летчик осуществит  $\beta_p = \beta_n$  при данных  $\alpha$  и  $\frac{\omega l}{2V}$ , то будет иметь место равновесие трех моментов, т. е. режим штопора.

Следует иметь в виду (на основании общих положений динамики полета) следующее:

1. Поступательные и угловые скорости нарастают гораздо медленнее, чем углы; поэтому при срыве в штопор, в самом начале процесса входа в штопор, количества:  $\frac{\omega l}{2V} dt$ ,  $\frac{da}{dt}$ ,  $\frac{d\beta}{dt}$  малы; а отсюда будут малыми все моменты, кроме аэродинамических, как-то: моменты центробежных сил  $c_{myi}$  на кабрирование и специальные моменты неустановившегося движения, о которых упоминалось на стр. 419—420. Если самолет сорвется в штопор из любого летного состояния и случайно попадет на большие  $\alpha$ , то возникшие сильные аэродинамические моменты  $c_{mya}$  пикирования при небольших начальных  $c_{myi}$  очень быстро переведут самолет на малые  $\alpha$ , с которых и начинается дальнейшее развитие штопора; отсюда можно установить, как общее правило, что после срыва самолет переходит к состоянию режима штопора, всегда начиная с малых  $\omega$  и малых  $\alpha$ , что и подтверждается обычной летной практикой.

2. В процессе входа в штопор при достаточной устойчивости в отношении углов  $\alpha$  и  $\beta$  самолет сравнительно быстро должен изменять углы  $\alpha$  и даже  $\beta$  в сторону осуществления равновесия управляющих этими углами моментов

$$c_{my}; \quad c_{mz}.$$

Угловая скорость  $\omega$  будет нарастать гораздо медленнее, и равновесие по моменту  $c_{mx_0}$  наступит позже. Поэтому есть основание предполагать, что вход в штопор протекает при значениях  $\alpha$  и  $\beta$ ,  $\frac{\omega l}{2V}$ , близких к их значениям в точках кривой  $c_{mz\text{ст}}$  (фиг. 464), и при том в условиях  $c_{my}=0$ ,  $c_{mz}=0$ . Этим условиям, как было указано, отвечают  $\beta_p$  при которых  $c_{mx_0} \neq 0$ . Так как  $\omega$  с течением времени увеличивается, то  $c_{mx_0}$  в начале входа будет усиливать вращение, что возможно, если  $\beta_p$  отличается от  $\beta_n$  в сторону наружного скольжения. Этому соответствует данный до отказа по штопору руль направления, действующий в сторону наружного скольжения.

Усиливающие моменты  $c_{mx_0}$  будут увеличивать  $\frac{\omega l}{2V}$  и  $c_{myi}$  и переводить самолет, следя кривой  $c_{mz\text{ст}}$ , на все большие  $\alpha$ .

Как известно, с увеличением  $\alpha$  и  $\frac{\omega l}{2V}$  руль направления не может удержать самолет на неизменном начальном наружном скольжении; самолет обычно с увеличением  $\alpha$  постепенно изменяет  $\beta_p$  в сторону внутреннего скольжения, приближая  $\beta_p$  к  $\beta_n$ , т. е. к условию  $c_{mx_0}=0$  и, следовательно, к режиму штопора. Этот переход в значительной мере определяется кильевым эффектом вертикального оперения и задней части фюзеляжа, что требует активизации этих частей путем устранения затенения их крылом и горизон-

тальным оперением; активность руля направления, действующего при входе на наружное скольжение, будет даже вредна.

В момент осуществления

$$\beta_p = \beta_n$$

получается условие равенства трех моментов, т. е. режим штопора.

Минимальные значения угла  $\beta_n$  получаются как раз на перевале. Если киевский эффект в самолете велик по сравнению с противодействующими факторами и  $\beta_p$  может значительно продвинуться в сторону внутреннего скольжения ( $\beta$  — отрицательное), то на перевале может осуществиться условие:

$$\beta_p < \beta_n.$$

Тогда условие  $\beta_p = \beta_n$ , а, значит, и режим штопора, будет иметь место до перевала. При недостаточном киевском эффекте и недостаточном продвижении  $\beta_p$  в сторону внутреннего скольжения получается штопор за перевалом. В этом вопросе значительную роль кроме киевского эффекта могут сыграть еще грузы, расположенные по крылу и фюзеляжу через разность плоскостных моментов инерции  $I_x - I_y$  (формула II), а также характеристики крыла по тангенциальным силам  $c_{x_1}$ , которые создают моменты  $c_{mz\ kp}$ , затягивающие самолет на наружное скольжение.

Как видно на фиг. 464, за перевалом влияние  $\beta$  резко увеличивается; самолет, перейдя через перевал под действием лишь малых причин, может все же далеко зайти в область  $B$  на большие  $\alpha$  плоских штопоров; при этом для обычного расположения вертикального и горизонтального оперения начинается сильное затенение вертикального оперения и связанная с ним потеря в киевском эффекте, сопровождающая развитию скольжения уже в наружную сторону. Получается возможность в высшей степени опасного сочетания плоских штопоров с наружным скольжением, сопровождаемая увеличением  $\frac{\omega l}{2V}$ . Летными признаками такого сочетания являются подъем носа самолета кверху (плоский штопор) и прижимание летчика к внутреннему борту (наружное скольжение).

Таким образом, самолет, переходя за перевал, может легко под действием даже малых причин углубиться в зону  $B$  (фиг. 464) опасных плоских штопоров с наружным скольжением. Препятствием к переходу через перевал служит получение на перевале, при ноге до отказа на штопор, величины  $\beta_p$ , отличающейся от  $\beta_n$  на перевале, в сторону внутреннего скольжения. В случае перехода через перевал, для ограничения входа в зону  $B$  плоских штопоров с наружным скольжением, следует прибегать к изменению  $\beta_p$  в сторону внутреннего скольжения возможно ближе к величине  $\beta_n$  на перевале.

Во избежание опасных штопоров, выше рекомендовалось воздействие на величину  $\beta_p$  в сторону ее изменения в направлении внутреннего скольжения; можно получить те же результаты, изменения  $\beta_n$  в сторону наружного скольжения. Основной мерой в этом направлении является увеличение моментов  $c_{mz\ ct}$  в закритической области; чем выше и круче пойдет кривая  $c_{mz\ ct}$  в закритической области, тем выше она пересечет линию перевала и тем большими в сторону наружного скольжения станут  $\beta_n$  на перевале.

„Недоданная при входе в штопор нога“ изменяет  $\beta_p$  в сторону внутреннего скольжения; „недоданная при входе в штопор ручка“ изменяет  $\beta_n$  в сторону наружного скольжения; и то и другое изменяет режим в сторону штопоров до перевала, сопровождая легкости выхода.

Таким образом, в предполагаемой концепции устанавливается связь между действием руля высоты и направления, стабилизатора и киля; роли тех и других весьма существенны и, в известной мере, взаимозаменяемы.

### Штопор за перевалом

Руль высоты работает слабо, особенно в случае затененного крылом горизонтального оперения и по сравнению с действием исключительно большой величины моментов  $c_{mya}$  и  $c_{myi}$  на больших  $\alpha$  и  $\frac{\omega l}{2V}$ .

Руль направления, обычно затененный крылом, и, особенно, горизонтальным оперением, сильно теряет свою активность. Скольжение вследствие больших  $c_{mya}$  сильно влияет на авторотацию (фиг. 461, 462, 464).

При перестановке рулей на выход, вследствие малых моментов обоих рулей, процесс изменения углов  $\alpha$  и  $\beta$  весьма медленный; малые же  $\frac{da}{dt}$  не вызывают сильного наружного скольжения. Скольжение остается небольшим, имея все же тенденцию изменяться в наружную сторону. При медленном подходе к линии опасного перевала характеристики вращения  $\frac{\omega l}{2V}$  могут успеть развиться, стремясь к значениям на перевале, отвечающим равновесию  $c_{mx_0} = 0$ . При этом величины  $c_{myi}$  могут резко возрасти пропорционально  $\left(\frac{\omega l}{2V}\right)^2$  и с приближением  $\alpha$  к  $45^\circ$  остановить движение на выход.

Эти явления будут особенно сильны, если самолет зайдет глубоко в зону  $B$  на большое наружное скольжение, при котором  $c_{myi}$  на перевале сильно возрастут. Наличие на пути к выходу из штопора перевала с огромными моментами  $c_{myi}$ , которые встретятся, если при медленном движении на выход успеют развиться большие  $\frac{\omega l}{2V}$ , является основной причиной опасности штопора за перевалом.

Плоский штопор за перевалом с большим наружным скольжением и скоростью вращения является типичным катастрофическим штопором.

Очевидным основным мероприятием для выхода из штопора за перевалом является понижение значения  $\frac{\omega l}{2V}$  на опасном перевале; для этого необходимо воздействовать, прежде всего, на авторотацию путем перебрасывания самолета в сторону внутреннего скольжения, весьма активного и особенно полезного в области за перевалом. Маневр ручкой от себя перед действием ногой может даже привести к вредному эффекту — быстрому увеличению наружного скольжения от воздействия  $\frac{da}{dt}$  (стр. 419), а, следовательно, к катастрофическому развитию  $\frac{\omega l}{2V}$  и кабрирующих  $c_{myi}$ ; в результате самолет не успеет проскочить через опасный перевал до развития больших  $\frac{\omega l}{2V}$ ; самолет задержится на выходе и дача ноги может уже не помочь.

Из сказанного вытекает, что для того, чтобы самолет выходил из штопора за перевалом, необходимо прежде всего увеличить активность вертикального оперения на больших  $\alpha$  как путем увеличения отношения  $\frac{S_{n_{ct}}}{S}$ , так и путем уменьшения затенения (стр. 427); вместе с тем следует обратить полное внимание и на увеличение моментов  $c_{mz\ ct}$ .

Штопор за перевалом в области  $B$  характеризуется полным срывом потока за крылом, вследствие чего действие элеронов в этом случае будет определяться лишь эффектом рыскания.

### Штопор до перевала

Руль высоты работает несколько лучше, чем в штопоре за перевалом; его эффект на небольших  $\alpha$  особенно заметен по сравнению с  $c_{mya} \approx c_{mz\text{ ст}}$  (фиг. 472 и 473), значительно уменьшившимися; весьма важно не снизить активность горизонтального оперения затенением от крыла.

Руль направления и киль значительно активнее и затенены лишь частично.

Как видно из фиг. 461, 462, 464, скольжение мало влияет на  $\frac{\omega l}{2V}$  авторотации в области до перевала (*A*) в противоположность области *B*.

При отклонении ручки от себя самолет достаточно быстро реагирует на пикирование; возникающая значительная величина  $\frac{d\alpha}{dt}$  создает наружное скольжение, иногда весьма большое, но эффект этого скольжения в области до перевала невелик; вследствие отсутствия перевала на пути выхода, с уменьшением  $\alpha$  неизбежно падает  $\frac{\omega l}{2V}$ , вслед за чем уменьшаются моменты кабрирования  $c_{myi}$ ; в результате  $\alpha$  уменьшается еще быстрее. Действие ноги против штопора лишь содействует тому же процессу.

Получается неизбежный, беспрепятственный, быстрый выход из штопора, лучше всего совместным действием руля высоты и направления, но обычно возможный и при действии только одного из рулей. В случае штопора до перевала самолет обычно хорошо следит за ручкой. Штопор до перевала относится к числу управляемых и безопасных.

В штопоре до перевала на наружном крыле имеется зона плавного обтекания в этом случае моменты крена и рыскания, создаваемые элеронами, дают в отношении выхода из штопора противоположный эффект; в результате активность элеронов на выход обычно мала и часто падает до ничтожной величины.

В конце выхода рули ставят во всех случаях штопора в нейтральное положение во избежание нового входа в штопор или чрезмерно глубокого пикирования с большими перегрузками.

### ПРИНЦИПЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ШТОПОРА

Выбирая профиль с малым  $c_{y\text{ макс}}$  можно, вообще говоря, устранить возможность авторотации при  $\beta = 0$ ; однако, и в этом случае возможность штопора все же не устранена, так как наружное скольжение приведет снова к авторотации. Поэтому основной задачей борьбы со штопором является обеспечение быстрого и надежного выхода из него.

Рассмотрение типов штопора показало, что на выход большое влияние имеет характер самого режима штопора; при этом было показано, что из любого летного состояния самолет входит в штопор, всегда начиная с малых  $\alpha$  и  $\phi$ ; если обеспечить самолету устойчивый режим до перевала или в ближайшей зоне за перевалом, то можно быть уверенным, что самолет попадет в этот режим, а не в какой-либо иной устойчивый на больших  $\alpha$  и  $\phi$ , хотя бы такой и существовал в виде второго режима.

Весьма трудно обеспечить выход самолета из режима глубоко за перевалом на больших  $\beta$  наружного скольжения, особенно для современных самолетов с большими нагрузками на квадратный метр площади крыла, с относительно большими моментами инерции и в условиях специального расположения нагрузки на хвосте или в крыльях; в этом случае требуется, главным образом, активное вертикальное оперение в сочетании с активным горизонтальным оперением с целью преодоления высокого перевала  $c_{myi}$ . Осуществить это сочетание в размерах, потребных для опаснейших режимов, без потерь в других отношениях, трудно; поэтому следует перейти

к обеспечению самых режимов штопора, типа неопасных, с надежным выходом из этих режимов.

Принципиальные мероприятия, имеющие целью недопустить появление опасных режимов в глубокой зоне за перевалом, сводятся к следующему:

1. Увеличить аэродинамические моменты пикирования  $c_{mya} \approx c_{mz\text{ ст}}$  не только при положении ручки от себя, но и на себя до отказа, увеличивая при этом крутизну кривых с целью получить большие  $c_{mz\text{ ст}}$  еще до перевала; от этого изменяются углы  $\beta_p$  в сторону наружного скольжения.

2. Увеличить моменты  $c_{mz}$ , стремящиеся перенести самолет на внутреннее скольжение, с целью изменить углы  $\beta_p$  в сторону внутреннего скольжения.

3. Всячески уменьшить моменты инерции самолета, концентрируя массы ближе к ц. т.; особенно следует обратить внимание на облегчение хвоста и задней части фюзеляжа с целью понизить кривые  $c_{myi}$ .

4. Уменьшить авторотацию крыльев, что уменьшит момент кабрирования  $c_{myi}$ .

Как видно из формул I и II, для безопасности штопора很有用 иметь малые нагрузки на квадратный метр, увеличивая площадь, размах и хорду крыльев; это обстоятельство показывает, что с развитием скоростей самолета, связанных с увеличением нагрузки на квадратный метр, будут расти трудности по обеспечению безопасности в штопоре, которые могут побудить обратиться к специальным мерам, быть может создающим некоторые конструктивные затруднения и потери качества самолета.

Перечисленные мероприятия, препятствуя появлению опасных режимов штопора, удовлетворяют также непосредственно требованиям выхода; но в последних целях следует еще увеличивать моменты  $c_{mya}$  при положении ручки до отказа от себя.

Следует отметить, что увеличение эффективности рулей, крайне полезное в маневре выхода, неблагоприятно оказывается на характере режима штопора: ручка до отказа на себя затягивает самолет на большие  $\alpha$ , а нога до отказа в сторону штопора поворачивает самолет в направлении наружного скольжения, что увеличивает  $\beta_p$ . Поэтому необходимо ограничивать предельное конструктивное отклонение руля высоты при ручке до отказа на себя величиной  $\delta_{p\text{ ст}}$ , лишь необходимой для свободного управления при посадке и на фигурах (переворот, боевой разворот, иммельман).

### ОСНОВНЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ МЕРОПРИЯТИЯ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ШТОПОРА

1. Активность горизонтального и вертикального оперения играет основную роль в безопасности закритического полета (штопор и потеря устойчивости и управляемости при потере скорости). Значительного повышения активности можно добиться взаимным расположением крыла, горизонтального оперения и вертикального оперения с тем, чтобы на нужных углах атаки ( $30-45^\circ$ ) оперение было минимально затенено и даже была использована активизирующая зона повышенных скоростей.

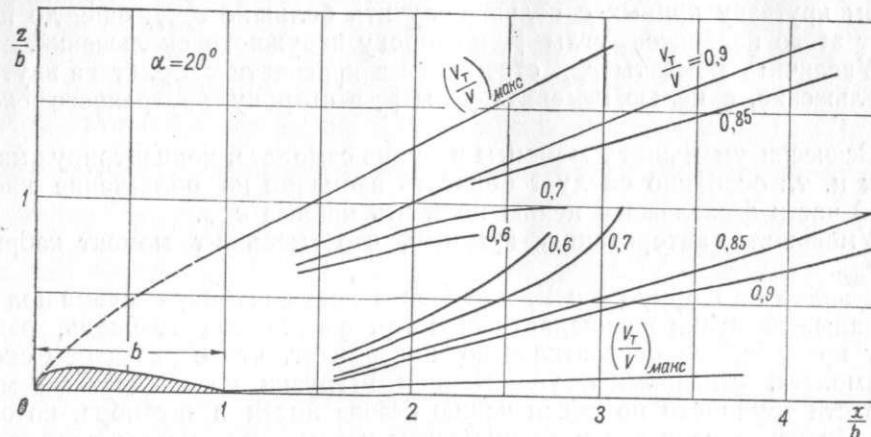
Для удобного осуществления последнего требования на фиг. 465, 466, 467, 468 приведены для  $\alpha = 20, 30, 45, 60^\circ$  зоны затенения за крылом с указанием границ равных скоростей  $V_t$  в области срыва; скорости  $V_t$  даны в частях от  $V$  самолета; приведены: область обратных скоростей в пределах  $V_t = 0$ , границы скоростей  $0,2 V, \dots, 0,9 V$ , зона повышенных скоростей в пределах  $V_t = V$  и  $V_t = 1,1 V$  и, наконец, линия  $V_{t\text{ макс}}$ .

Приведенные на фигурах кривые практически мало меняются с формой профиля, удлинением и формой крыла в плане; пользуясь ими, можно в первом приближении для любого крыла подобрать расположение горизонтального и вертикального оперения, обуславливающее максимальную его активность на нужных углах атаки.

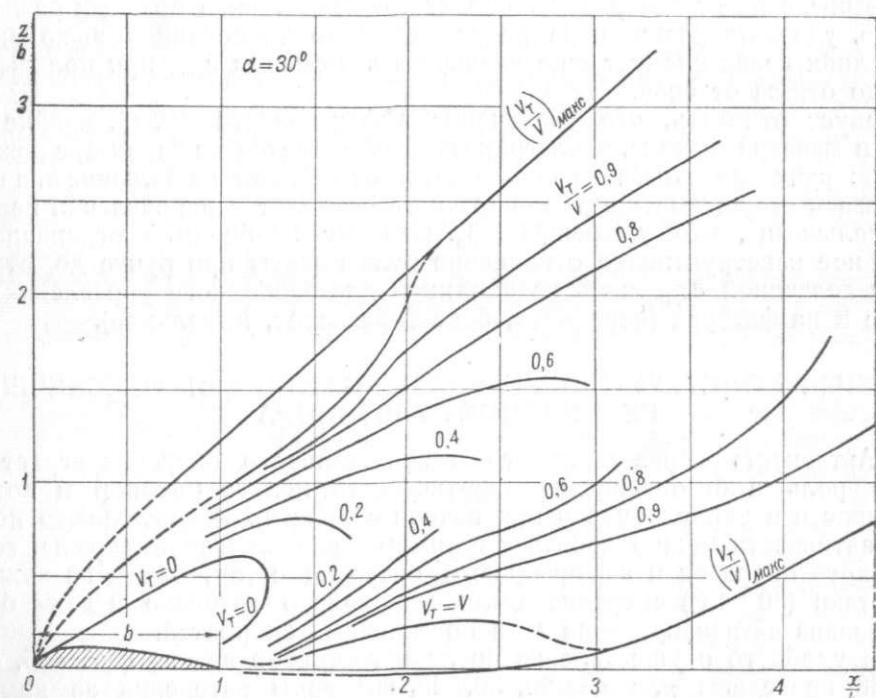
Из числа удачных аэродинамических сочетаний следует отметить:

a) Отнесенное назад горизонтальное оперение (фиг. 469).

b) Отнесенное назад вертикальное оперение с рыбобразной задней частью фюзеляжа (фиг. 470); в этом случае затененность от горизонтального оперения уменьшается в достаточной мере лишь при соответственно высоком расположении последнего, а это приводит при коротком фюзеляже



Фиг. 465.



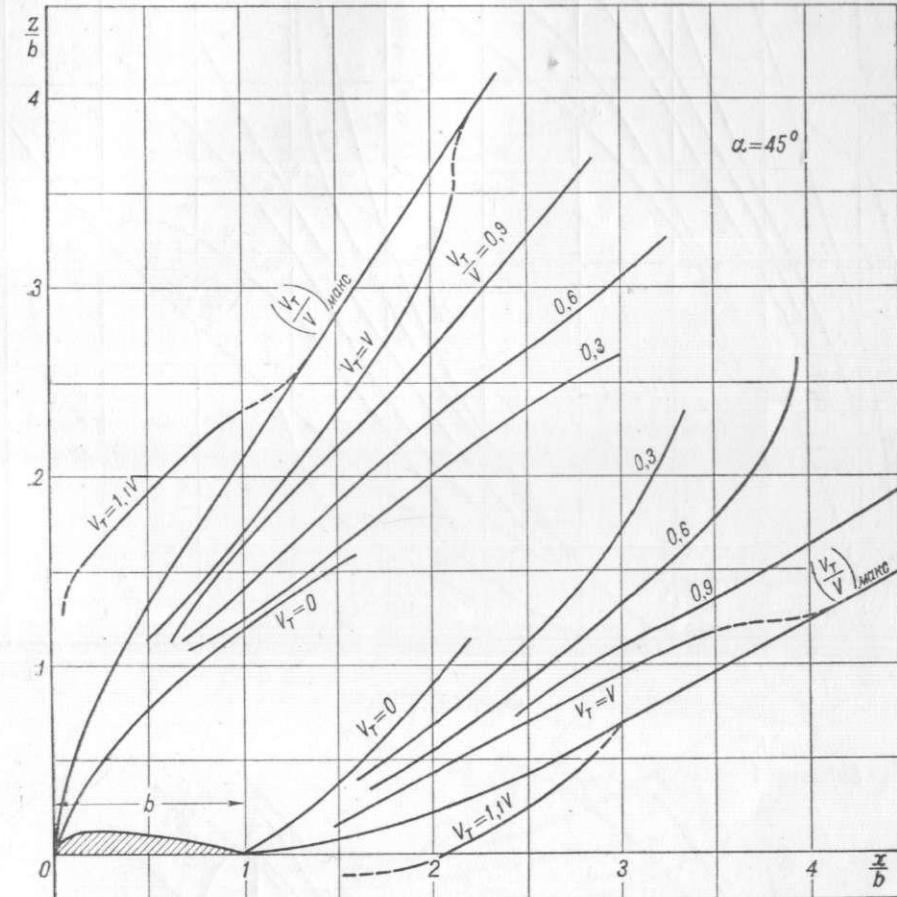
Фиг. 466.

низкоплана к сильному затенению крылом горизонтального оперения; при длинном фюзеляже и сильном выносе вперед горизонтального оперения затенение горизонтального и вертикального оперений на больших  $\alpha$  сильно уменьшается; длинный фюзеляж угрожает большими моментами инерции, вызывающими опасные моменты центробежных сил на кабрирование, препятствующие выходу из штопора; вследствие этого необходимо особенно позаботиться об облегчении оперения и задней части фюзеляжа.

c) Высоко расположенное горизонтальное оперение (фиг. 471). В типе низкоплана может иметь место сильное затенение крылом горизонтального оперения с соответственным понижением его активности; выбор рационального расположения следует производить, используя спектры скоростей фиг. 465, 466, 467 и 468.

При нормальном полете достаточно высокое расположение обеспечивает горизонтальное оперение от попадания в вихревую зону за открытыми щитками.

d) Кроме указанных основных устройств можно отметить разнесенное вертикальное оперение (шайбы); это оперение имеет хорошую активность;



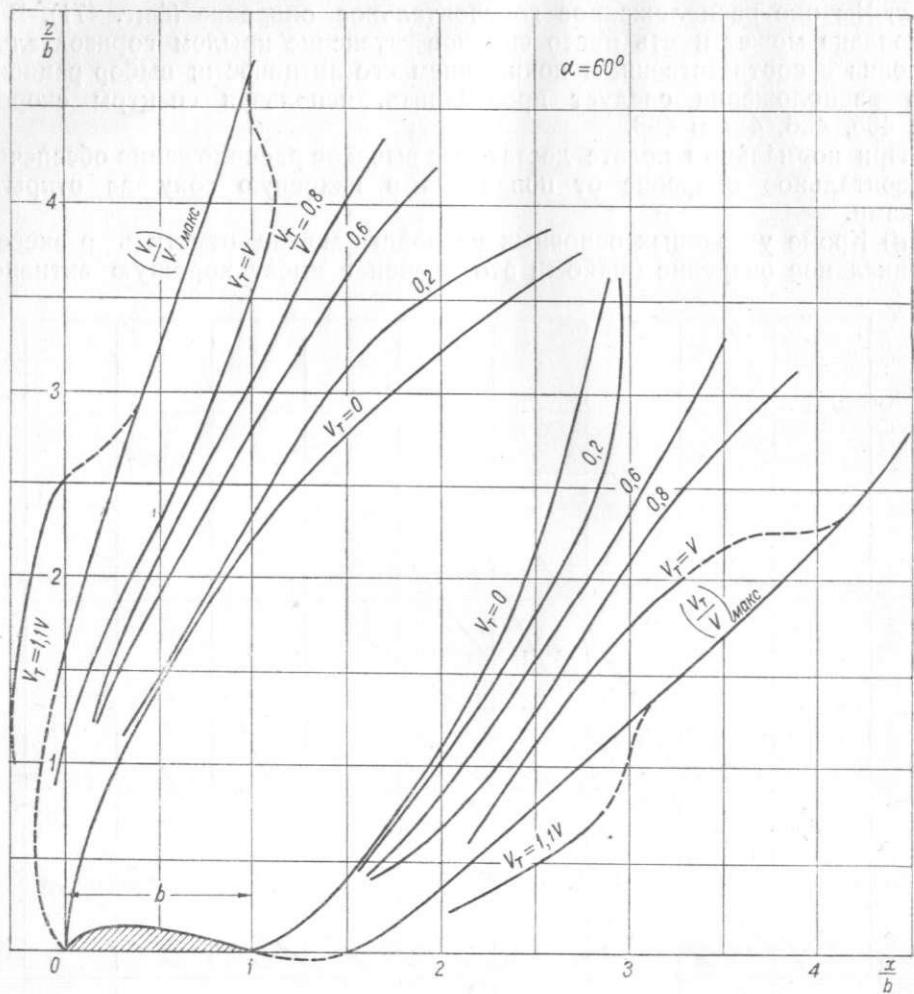
Фиг. 467.

основным недостатком его может явиться уменьшение при разбеге активности руля направления, необдуваемого струей винта, что угрожает непривольными разворотами на земле.

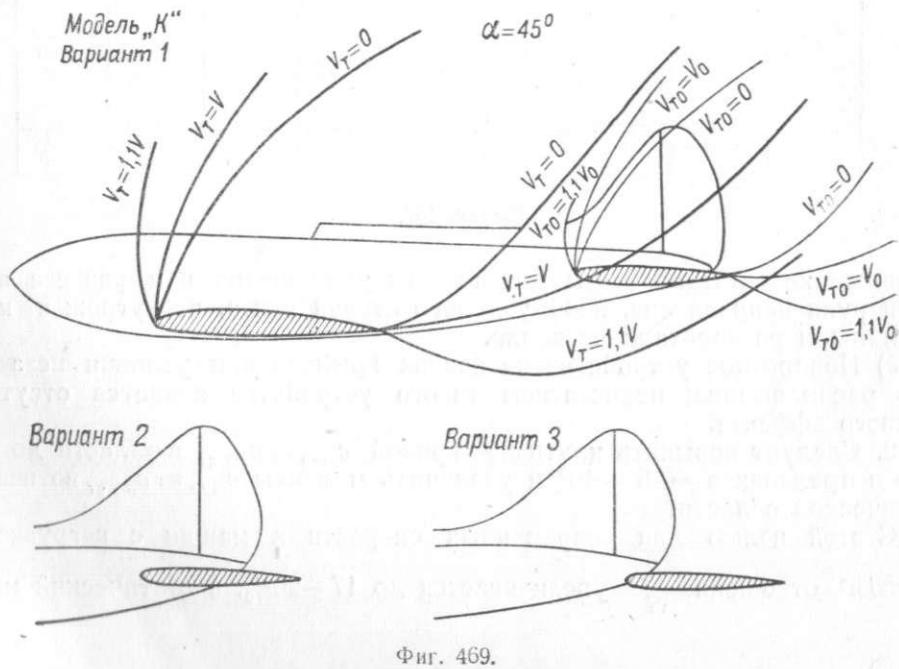
e) Поворотное устройство на концах крыльев при условии незатененного расположения; недостатком такого устройства является отсутствие килевого эффекта.

2. Следует повысить крутизну кривой  $C_{mya} \approx C_{mz st}$  в области до перевала в пределах  $\alpha = 25 - 40^\circ$  и увеличить моменты  $C_{mya} \approx C_{mz st}$  во всей заkritической области.

С этой целью для современных скоростных машин с нагрузкой до  $100 \text{ кг}/\text{м}^2$  отношение  $\frac{S_{r.o}}{S}$  увеличивается до  $17 - 20\%$ , а статический момент



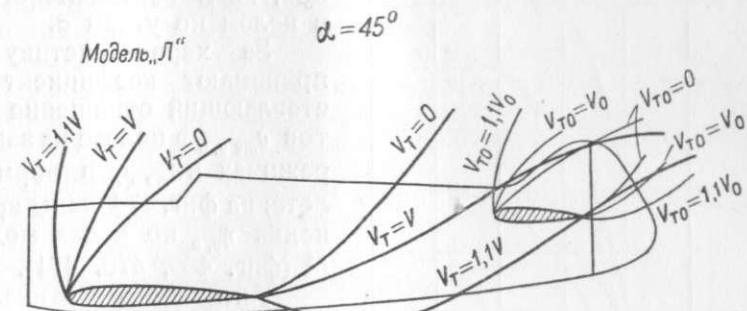
Фиг. 468.



Фиг. 469.

площади горизонтального оперения в безразмерной форме  $\left(\frac{L}{b} \frac{S_{r.o}}{S}\right)$  — до величины 0,40—0,46.

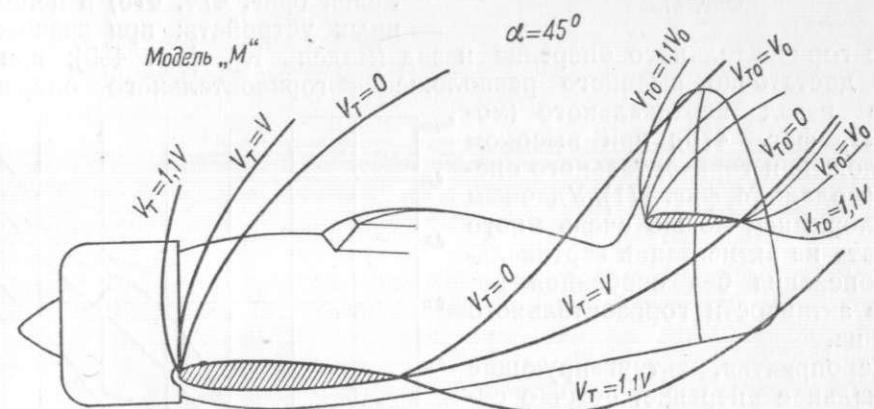
Та же цель достигается повышением активности горизонтального оперения путем правильного его расположения; первоначально выбор произ-



Фиг. 470.

водят, используя спектры скоростей (п. 1), а в дальнейшем оно контролируется испытанием на продольную статическую устойчивость  $c_{mz\text{ ст}}$  до больших углов атаки ( $\alpha = 70^\circ$ ). Это испытание следует вести при рулях нейтральных и отклоненных до отказа для оценки активности рулей; на фиг. 472 и 473 приведены для сопоставлений кривые моментов  $c_{mz\text{ ст}}$ , отнесенные к расстоянию  $L$  от ц. т. до оперения, а не к хорде  $b$ , как было на фиг. 464.

3. Необходимо возможно сильнее понизить кривую моментов  $c_{my_i}$  центробежных сил (фиг. 464); для этого при данных свойствах авторотации крыла



Фиг. 471.

следует уменьшать характеристику самолета  $\frac{I_x - I_z}{\rho Sl^2 b}$ , всячески концентрируя массы и особенно уменьшая массы на концах фюзеляжа. Следует помнить, что выход из штопора определяется малыми разностями больших величин, и для самолетов типа истребителя и разведчика снятие с оперения и задней части фюзеляжа 10—15 кг может иметь решающее значение.

4. Следует усиливать поворотный эффект в самолете, осуществляемый килеватостью фюзеляжа, увеличением  $\frac{S_{b.o}}{S}$  до 9—11% и  $\frac{LS_{b.o}}{bS}$  до 0,2—0,28 (у современных быстроходных машин) и мерами по уменьшению затенения вертикального оперения горизонтальным и крылом. Для выявления активности вертикального оперения необходимо сделать испытания на устойчи-

вость пути для одного из нормальных режимов и при двух, трех углах атаки в закритической области (удобно брать  $\alpha = 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ ) с вариантами: рули нейтрально и до отказа; кроме того — без оперения. В итоге можно получить кривые изменения активности не только руля направления, но и вертикального оперения в целом по углам  $\alpha$ .

За характеристику затенения принимают коэффициент  $\eta_{v,o}$ , представляющий отношение коэффициентов  $c_{mz,v,o}$  в полете на закритических режимах к  $c_{mz,v,o}$  в нормальном полете; на фиг. 474 даны кривые изменения  $\eta_{v,o}$  по  $\alpha$  для моделей К, Л, М (фиг. 469, 470, 471).

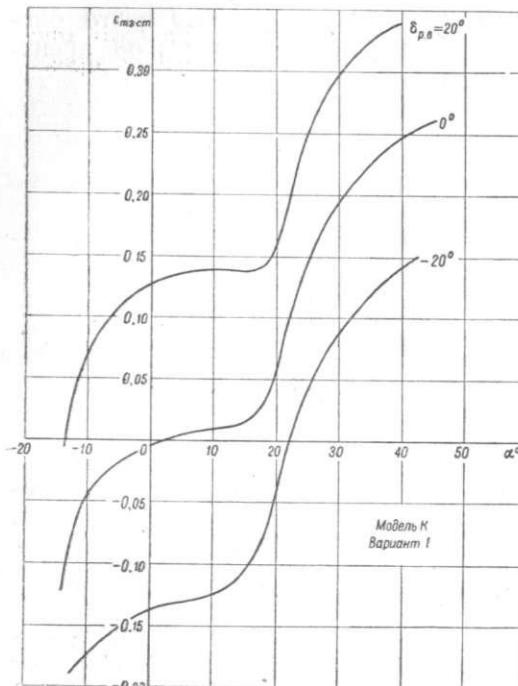
Активность вертикального оперения характеризуется коэффициентом

$$\varepsilon_{v,o} = \eta_{v,o} \frac{S_{v,o} L}{S b}.$$

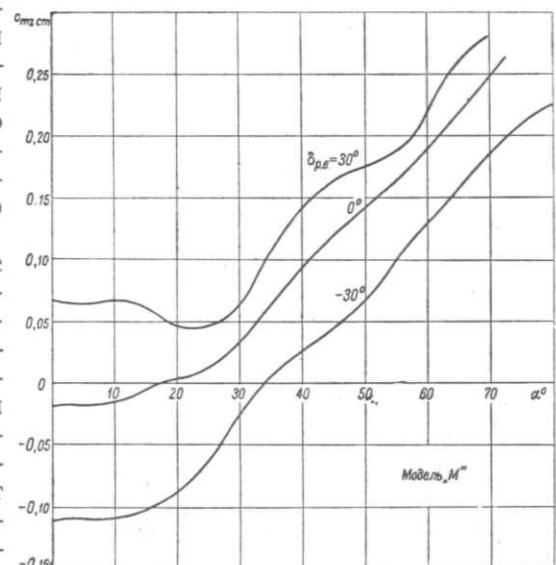
Кривые фиг. 475 показывают полное падение активности руля направления обычных конструкций на больших  $\alpha$  моделей  $K_1$  и  $K_2$ . С другой стороны, можно отметить большую активность руля направления (фиг. 474, 475) в целом ряде иных устройств: при значительном

сдвиге горизонтального оперения назад (модель  $K_3$ , фиг. 469); при сочтании достаточно высокого расположения горизонтального оперения и сдвига назад вертикального (модель  $L$ , фиг. 470); при высоком расположении горизонтального оперения (модель  $M$ , фиг. 471). Удачным расположением можно очень много выиграть на активизации вертикального оперения без особенной потери в активности горизонтального оперения.

Мероприятия, активизирующие вертикальное оперение, обычно сочетаются с неблагоприятными явлениями в иных отношениях: высокое расположение горизонтального оперения сопровождается для низкоплана весьма вредным его затенением от крыла; сдвиг назад горизонтального оперения создает затруднения в конструктивном оформлении прочной базы для горизонтального оперения; устройство типа модели  $L$  требует длинного фюзеляжа во избежание затенения горизонтального оперения, — это увеличивает вес самолета, а главное момент инерции  $I_x$ , создающий большие  $c_{my,i}$ ; тем не менее указанные сдвиги вертикального оперения вперед или назад относительно горизонтального



Фиг. 472.



Фиг. 473.

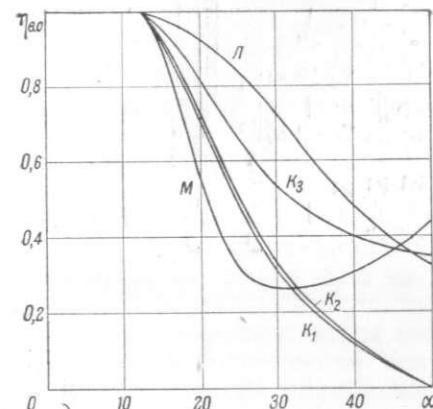
можно рекомендовать, как одно из удачных противошторочных оформлений.

Эффект руля направления сочетается с действием момента центробежных сил  $c_{mzi}$ , пропорциональным величине  $I_x - I_y$ .

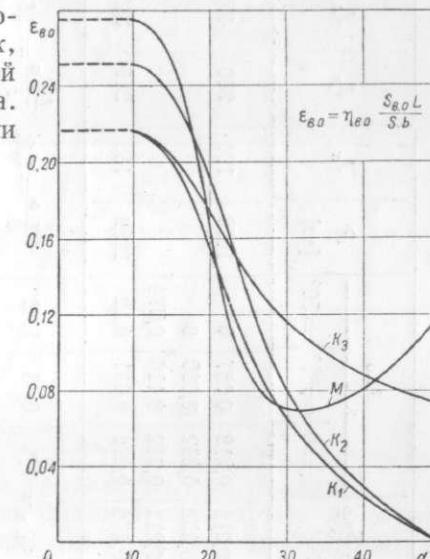
Следует иметь в виду, что разность моментов инерции  $I_x - I_y$ , связанная с грузами в крыле ( $I_y$ ) и в фюзеляже ( $I_x$ ), может действовать на момент  $c_{mz}$  прямо противоположно, в зависимости от того, каковы величина и направление скольжения в данном штопоре.

5. Для ориентировки конструктора в сочетании характеристик, благоприятных выходу, в таблице XLIV приводятся данные по моделям К, Л, М; фиг. 469—475 и табл. XLIV качественно могут ориентировать конструктора в потребных для обеспечения выхода из штопора конструктивных параметрах; такую ориентировку следует получить как заблаговременно при проектировании модели для испытаний в трубе, так, особенно, после необходимых испытаний при окончательном оформлении самолета.

Приводимые в табл. XLIV характеристики



Фиг. 474.



Фиг. 475.

являются безразмерными величинами и потому характерными для самолетов вообще. Определяемые параметры относятся, главным образом, к расположению, форме и величине оперения.

Самолет модели К быстро, надежно выходит из штопора, повидимому, типичного штопора до перевала; самолет модели М выходит из штопора, но с опозданием около трех витков, находясь на пределе опасного состояния.

6. Следует уменьшить авторотацию крыльев. Свойства авторотации, характеризуемые кривыми типа фиг. 461 и 462 и определяющие величину  $\frac{\omega l}{2V}$ , связаны прежде всего с профилем крыла, а также в случае биплана — с параметрами коробки; эта связь непосредственно определяется формой поляры, главным образом, в закритической области. На фиг. 476, 477, 478 приведены кривые  $c_{x_i}$  и  $c_{y_i}$  моделей К и М, а на фиг. 455 — особо характерные кривые  $c_{x_i}$  и  $c_{y_i}$ .

Чем больше  $c_{y_i}^{\max}$  по сравнению с  $c_{y_i}$  на больших  $\alpha$ , т. е. чем больше провал  $c_{y_i}$  за  $\alpha_{kp}$  и чем шире по углам  $\alpha$  обратный (за  $\alpha_{kp}$ ) склон кривой  $c_{y_i}$ , тем больше  $\frac{\omega l}{2V}$  при данном  $\alpha$ ; особенно сильная авторотация имеет место для бипланов с малым и отрицательным выносом и с малой высотой коробки, ввиду затенения верхнего крыла нижним; последнее является причиной появления второй зоны обратного склона  $c_{y_i}$  на весьма больших  $\alpha$ .

Модель	$\frac{S_{B,0}}{S}$	$\frac{S_{B,0}}{S}$	$\frac{S_{B,0}}{S}$	$\frac{S_{B,0}}{S}$	$\frac{L}{b}$	$\frac{L}{b}$	$\frac{L}{b}$	$\frac{L}{b}$	$\frac{L}{b}$	$\frac{L}{b}$	$\frac{L}{b}$	$\frac{L}{b}$	$\frac{L}{b}$	$\frac{L}{b}$	$\frac{L}{b}$	$\frac{L}{b}$	$\frac{L}{b}$	$\frac{L}{b}$	$\frac{L}{b}$	$\frac{L}{b}$	
K <sub>1</sub>	0,082	0,542	0,172	0,472	2,65	2,0	0,455	0,218	0,067	0	1650	190	240	405	2,75	0,565	0,131				
K <sub>2</sub>	0,095	0,467	0,172	0,472	2,65	2,0	—	0,252	0,080	0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
K <sub>3</sub>	0,082	0,467	0,172	0,472	2,65	2,0	—	0,218	0,252	0,116	0,074	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
M	0,102	0,612	0,128	0,5	2,70	1,92	0,346	0,276	0,071	0,12	1389	169	217	332	21,7	0,436	0,128				
L	$\frac{S_{B,0}}{S} = 0,076$	$0,076$	$0,173$	$0,47$	$\frac{L_{r,0}}{b} = 3,2$	$—$	$0,55$	$\eta_{B,0} = 1,0$	$0,45$	$0,32$	$\frac{L_{B,0}}{b} = 3,6$	$\frac{L_{B,0}}{b} = 2,6$	$—$	$—$	$—$	$—$	$—$	$—$	$—$	$—$	$—$

 $b = \frac{S}{l}$  — средняя хорда; $b_k$  — корневая хорда; $\rho = 0,125$ ; $S$  — площадь крыла без вычета площади фюзеляжа; $S_{r,0}$  — площадь горизонтального оперения; $S_{B,0}$  — вертикального руля направления; $S_{p,n}$  — высоты; $L$  — расстояние от ц. г. самолета до шарнира рулей; $L_{r,0}$  — расстояние от ц. г. самолета до шарнира руля высоты; $L_{B,0}$  — » » » » направления; $l$  — размах крыла.

$$\begin{aligned}
 I_x &= \sum n x^2; \quad I_y = \sum m y^2; \quad I_z = \sum m z^2 \\
 J_x &= \sum n (y^2 + z^2); \quad J_y = \sum m (x^2 + z^2); \\
 J_z &= \sum n (x^2 + y^2); \\
 J_x - J_z &= I_x - I_z; \quad J_x - J_y = I_y - I_x; \\
 \eta_{B,0} &= \eta_{B,0} \frac{S_{B,0}}{S} \frac{L}{b} \\
 \eta_{B,0} &= \frac{c_{mz\text{ в.о.}}}{c_{mz\text{ в.о.}}} \text{ в закритич. полете} \\
 \eta_{B,0} &= \frac{c_{mz\text{ в.о.}}}{c_{mz\text{ в.о.}}} \text{ в нормальном полете}
 \end{aligned}$$

Профили с малой авторотацией неизменно обладают малым  $c_{y\max}$ , что увеличивает посадочную скорость; к таким профилям относятся остроносые скоростные профили с малой вогнутостью; их следует ставить на наружных частях размаха.

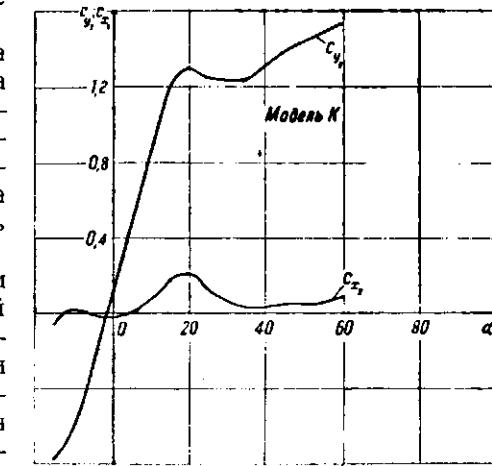
7. Следует обратить внимание на центровку. Роль продольной центровки в закритической области заключается, главным образом, в изменении аэrodинамического момента  $c_{mya}$  на величину  $\Delta_x c_{mya} = -c_{y,0} \frac{\Delta x}{b}$ , где  $\Delta x$  — изменение положения ц. т., положительное при сдвиге назад.

Величина  $\Delta_x c_{mya}$  почти постоянна в закритической области и невелика в сравнении с исключительно большими  $c_{mya}$ ; для обычных случаев малой разности ( $c_{mya}$ ) — ( $c_{myi}$ ) =  $c_{my}$  и состояния самолета на пределе выхода передняя центровка может сыграть полезную роль.

8. Может оказаться полезным сдвиг стабилизатора задней кромкой вниз, что перемещает кривую моментов оперения  $c_{mz\text{ ст}}$  параллельно оси абсцисс в сторону малых  $a$ ; это увеличит полезные моменты пикования самолета на наклонных участках кривой  $c_{mz\text{ ст}}$ , т. е. на углах  $a$ , близких к посадочному; на больших  $a$  часто имеют место горизонтальные участки, где сдвиг стабилизатора не скажется; указанный сдвиг ограничивается свободой управления при посадке.

9. Предельное отклонение вверх руля высоты при ручке до отказа на себя следует давать минимальное, лишь такое, которое необходимо для свободной посадки и маневренности в переворотах, боевом развороте и иммельмане.

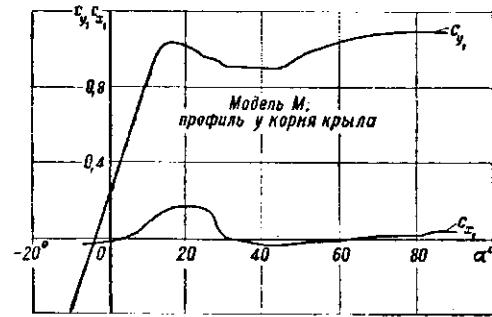
10. В части винтомоторной группы имеют место следующие замечания. Влияние включения мотора при штопоре весьма сложно и отражается



Фиг. 476.



Фиг. 477.



Фиг. 478.

главным образом в явлении неуставновившегося движения выхода. В крутом штопоре на сравнительно малых  $a$  быстрое увеличение  $V$  с последующим замедленным увеличением  $\omega$  приводит к более значительному увеличению полезных для выхода аэродинамических моментов  $c_{mya}$  и  $c_{mz\text{ в.о.}}$ , чем вредных моментов центробежных сил  $c_{myi}$ . Обдувка мотора в крутых штопорах может быть полезной.

Жироскопические моменты винта при вращении последнего по штопору улучшают выход, заставляя самолет пиковать; возникающая реактивная

пара винта приводит к крену (особенно на плоском штопоре), увеличивающему вращение, компенсируя этим частично действие жироископического эффекта; жироископический эффект и реакция винта действуют в правом и левом штопоре в обратные стороны, создавая разницу в условиях выхода.

Общий результат воздействия на выход включенного мотора недостаточно выяснен.

## ПОТЕРЯ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ ПРИ ПОТЕРЕ СКОРОСТИ

При потере скорости самолет переходит на все большие  $\alpha$  в закритическую область, где имеет место явная авторотация, и в симметричном полете ( $\beta = 0$ ), с началом вращения появляются моменты  $c_{mx_0}$ , усиливающие вращение; под их действием самолет самопроизвольно кренится, теряя поперечную устойчивость и дальше переходит в штопор. Если полет симметричный, то случайные явления, создающие вращение, малы, и это вращение сначала будет медленным; при создании летчиком умышленно или ошибочно некоторого скольжения, появляются моменты крена, вызванные скольжением, резко усиливающие вращение в его начале, в результате чего самолет интенсивно валится на крыло. Так бывает при несоответственных действиях рулями на глубоких виражах, иммельмане, переворотах и пр. Интенсивность дальнейшего развития крена зависит от нарастания моментов авторотации с увеличением  $\frac{\omega l}{2V}$ , т. е. от производной:

$$\frac{dc_{mx_0}}{d\frac{\omega l}{2V}},$$

которую и следует принять за одну из основных характеристик потери поперечной устойчивости, сваливания на крыло и тенденции к самопроизвольному штопору (стр. 415).

Катастрофическое положение в закритической области создается тем, что с потерей поперечной устойчивости теряется и поперечная управляемость, т. е. способность элеронами создавать кренящий момент.

В отсутствии вращения, в случае потери скорости, т. е. для углов атаки ближайшей закритической области—элероны могут сохранять частично способность осуществлять крен в пределах углов атаки 3—5° выше  $\alpha_{kp}$ , вследствие отсутствия срыва на концах крыльев, особенно прямоугольных; интерцепторы, помещающиеся на передней части крыла, где плавное обтекание задерживается по сравнению с задней кромкой, сохраняют активность несколько дальше—до углов  $\alpha$ , превышающих  $\alpha_{kp}$  на 5—8°, но затем, с развитием срыва на больших  $\alpha$ , активность элеронов и интерцепторов в смысле момента крена быстро падает и остается лишь их эффект рыскания. Эффект рыскания элеронов действует в сторону лобового сопротивления опущенного элерона и при нормальном отклонении ручки „против крена“ вызывает опасное наружное скольжение, резко усиливающее крен и ведущее к непроизвольному штопору; в этом случае полезнее было бы обратное действие ручкой „по направлению крена“. Если переход за  $\alpha_{kp}$  невелик и элероны сохранили еще эффект крена, то суммарный эффект может свестись к нулю; быстро оценить полетную ситуацию в отношении угла  $\alpha$  летчику почти невозможно и потому действие элеронами при потере скорости может привести иногда к катастрофическим последствиям.

Интерцептор, поднимающийся вместе с элероном, дает эффект рыскания, компенсирующий эффект рыскания элеронов.

При наличии достаточного вращения на не очень больших  $\alpha$ , наружное крыло имеет зону плавного обтекания; в соответствии с этим, при ручке

„против вращения“, наружный элерон даст нормальное действие крена той или иной интенсивности, в зависимости от длины по размаху зоны плавного обтекания; вместе с тем будет иметь место вредный эффект рыскания в сторону наружного скольжения; общий результат зависит от характеристик данного случая; но, вообще, он будет мал. Роль интерцепторов при наличии их активности будет полезна как в отношении крена, так и в отношении рыскания.

При вращении с не очень большой характеристикой  $\frac{\omega l}{2V}$  на больших  $\alpha$

в зоне штопоров „за перевалом“ все крыло находится в срыве; эффект крена от элеронов и интерцепторов будет в пределах малых величин; если воспользоваться эффектом рыскания для создания полезного внутреннего скольжения, то придется элероны отклонять ручкой „по штопору“, интерцепторы же ручкой „против штопора“.

На эффекте рыскания элеронов построен опасный для некоторых машин ввод в штопор с рулями „в перекрест“, когда ногадается по вращению и ручка против вращения; при этом оба движения создают эффект рыскания общего вредного направления.

Меры к уменьшению опасности при потере скорости:

1. Уменьшить авторотацию крыла (в пределе устранить ее совершенно, применяя так называемое неавторотирующее крыло). Для этого профиль, особенно на конце крыла, необходимо выбирать с возможно малым развалом у кривой  $c_y$  за  $\alpha_{kp}$ .

Подобная мера сильно уменьшит тенденцию к штопору, но действие ноги и эффекта скольжения всегда могут привести все же к непроизвольному сваливанию на крыло.

2. Оттянуть  $\alpha_{kp}$ , главным образом, на концах крыльев, до пределов углов атаки, которые недоступны самолету в отсутствии вращения с ручкой до отказа на себя. С этой целью можно установить концевые предкрылья,

каждый длиной около  $\frac{1}{4}$  размаха крыла, перемещающие  $\alpha_{kp}$  самолета до

25—30°. Полет в этом случае обладает качествами нормального докритического полета, с сохранением устойчивости и управляемости на всех доступных режимах; возможность самопроизвольного штопора в этом случае была бы устранена и безопасность достигнута, но при этом теряется управляемость в отношении боевого разворота и переворотов—вообще фигур, производящихся на закритическом режиме и использующих авторотацию. Поэтому, всячески уменьшая авторотацию при  $\beta = 0$ , все же следует оставить доступ в закритическую область, где авторотация создается и управляется с помощью руля направления. В этом случае нет полного устранения сваливания на крыло и штопора, а потому для безопасности полета нужно обеспечить летчику возможность выравнивания самолета при начинаяемся крене.

При применении концевых предкрыльев, автоматических или управляемых, необходимую управляемость на фигурах в закритической зоне следует получить специальными мерами вроде интерцепторов, связанных с элеронами.

Для выравнивания из крена следует, прежде всего, обеспечить самолету возможно большую управляемость крена в закритической области; в случае элерона надо уменьшить вредный эффект рыскания, а еще лучше, изменить направление последнего в полезную сторону (дифференциальные элероны разных типов); к числу мер, улучшающих управляемость в закритической области, относятся: интерцепторное управление и концевые элероны—фиксируемые и плавающие. Следует отметить, что плавающие и вообще концевые элероны, работая всегда в докритической области, создают при вращении погашающий момент, увеличивая поперечную устойчивость, но вместе с тем уменьшают несущую площадь крыла.

В виду отсутствия на обычных самолетах устройства для управления креном, активного в закритической области, применяется способ выравнивания из крена помощью руля направления и вызываемого им внутреннего скольжения. Для усиления эффекта последнего ручку следует отдавать от себя, создавая этим аэродинамический момент  $c_{mya}$ , вообще небольшой в ближайшей закритической зоне; при этом, пикируя, достигают и увеличения скорости — основного полезного фактора при восстановлении управляемости. Этот метод требует усиления тех же конструктивных элементов, что и обеспечение режима штопора до перевала, т. е. увеличения  $\frac{S_{r_0}}{S}$ ,  $\frac{S_{b_0}}{S}$  и уменьшения затенения оперения.

Вопрос об управляемости и устойчивости в закритической области нельзя считать разрешенным. Ни одно из указанных мероприятий не дает достаточной управляемости при потере скорости; лишь удовлетворение ряда требований позволяет рассчитывать на положительный эффект.

#### БИБЛИОГРАФИЯ

1. Жуковский Н. Е. Движение твердого тела в беспределной массе несжимаемой жидкости. — Труды ЦАГИ 1929, № 40, стр. 95—127. (Лекции по гидродинамике).
2. Lindeman F. A., Glauert H. and Harris G. The experimental and mathematical investigation of spinning. — ARC R. & M. 1918, № 411.
3. Glauert H. The rotation of an aerofoil about a fixed axis. — ARC R. & M. 1919, № 595.
4. Glauert H. The investigation of the spin of an aeroplane. — ARC R. & M. 1919, № 618.
5. Gates S. B. and Bryant H. L. The spinning of aeroplanes. — ARC R. & M. 1926, № 1001.
6. Пышнов В. С. Штопор самолета. — Труды Воен. возд. академии РККА им. Н. Е. Жуковского\* 1929, № 1, стр. 65—124.
7. Fuchs R. und Schmidt W. Stationärer Trudelflug. — „DVL-Jahrbuch“, 1929, p. 157—174.
8. Haus F. Stabilité et maniabilité des avions. — Gauthier—Villars, 1930.
9. Fuchs R. und Schmidt W. Luftkräfte und Luftkraftmomente bei grossen Anstellwinkeln und ihre Abhängigkeit von der Tragwerksgestalt. — „DVL-Jahrbuch“ 1930, p. 37—38.
10. Baranoff A. V. Beitrag zur Frage der Stabilität der Trudelbewegung. — „DVL-Jahrbuch“, 1929, p. 175—182.
11. Fuchs R. und Schmidt W. Der gefährliche Trudelflug und seine Beeinflussung. — „ZFM“ 1930, № 13, p. 324—333.
12. Knight M. and Wenzinger C. J. Rolling moments due to rolling and yaw for four wing-models in rotation. — NACA Rep. 1931, № 379.
13. Журавченко А. Н. Методы решения задач штопора и устойчивости, управляемости самолета при потере скорости. — Труды ЦАГИ 1934, № 167.
14. Cates S. B. The determination of the moments of inertia of aeroplanes. — „ARC“ R. and M. 1932, № 1415.
15. Bryant L. W. and Jones I. M. W. Notes on recovery from a spin. — „ARC“ R. and M. 1932, № 1426.
16. Irving H. B. and Stephens A. V. Safety in Spinning. — „RAS“ 1932, v. XXXVI, № 255, p. 145—204.
17. Petersohn E. Abwindmessungen hinter den Tragflügeln mit abgerissener Strömung. — „ZFM“ 1931, № 10, p. 289—300.
18. Журавченко А. Н. Прогноз штопора и действительный полет. — Труды III Всеобщей конференции по аэrodинамике 1935, стр. 11—54.
19. Stephens A. V. Recent research on spinning. — „RAS“ 1933, v. XXXVII, № 275, p. 944—955.
20. Ведров В. С., Коровицкий С. А. и Станкевич Ю. К. Исследование штопора самолета Р-5 в полете. — Труды ЦАГИ 1935, № 228.
21. Журавченко А. Н. и Вержанская Е. А. Исследование штопора самолета в аэродинамической трубе с учетом его траектории. — Труды ЦАГИ 1936, № 260.
22. Irving H. B., Batson A. S. and Warsap J. H. Contribution of body and tail of an aeroplane to the yawing moment in a spin. — „ARC“ R. and M. 1936, № 1689.
23. Scudder N. F. and Seidman O. A flight investigation of the spinning of the F 4B-2 biplane with various loads and tail surfaces. — NACA Rep. 1935, № 529.

#### ВИБРАЦИИ И ПЕРЕКРУЧИВАНИЕ КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ

## ФЛАТТЕР

Самовозбуждающиеся колебания крыла или хвостового оперения с нарастающей амплитудой, возникающие в полете, носят название „флэттер“.

При сколь угодно малом отклонении крыла или оперения от положения равновесия, которое может произойти в полете от любой случайной причины (воздушная яма, резкое движение элеронами или рулями и т. д.), возникают два рода сил: силы демпфирующие (стремящиеся вернуть крыло в положение равновесия) и силы возбуждающие (стремящиеся увеличить возникшие деформации). Вместе со скоростью полета увеличиваются обе категории сил, причем силы возбуждающие растут быстрее, чем силы демпфирующие, и когда скорость полета достигает некоторой определенной для каждой конструкции величины, возбуждающие силы становятся равными демпфирующими, а затем их превосходят. Благодаря этому малые отклонения перестают затухать и возникает флэттер. Таким образом, для возникновения флэттера не требуется наличия внешней периодической возмущающей силы; флэттер возникает и поддерживается автоматически, если скорость полета превосходит определенную величину, которая называется „критической скоростью“.

### Определение критической скорости крыла

Метод определения критической скорости для крыла, элерон которого сбалансирован (ц. т. элерона лежит на его оси вращения), состоит в следующем:

Для определения критической скорости находят:

- 1) Значения жесткостей изгиба ( $EI$ ) и кручения ( $GI_p$ ) по размаху крыла.
- 2) Значения погонной массы ( $m$ ) по размаху крыла.
- 3) Значения погонного массового момента инерции ( $I_m$ ) относительно оси жесткости по размаху крыла.

4) По габаритному чертежу крыла в плане с нанесенными на нем осью жесткости и осью центров тяжести определяют значения хорды ( $b$ ), расстояния оси жесткости от передней кромки крыла ( $x_{ik}$ ), расстояния ц. т. от оси жесткости ( $\bar{x}$ ) и расстояние от места крепления крыла к фюзеляжу до конца крыла ( $l_0$ ).

- 5) Значения  $\frac{dc_y}{dx}$  и  $\frac{dc_m}{dx}$  для изолированного крыла.

Критическая скорость ( $V_{kp}$ ) определяется по формуле:

$$V_{kp}^2 = \frac{-M \pm \sqrt{M^2 - 4LN}}{2L}. \quad (A)$$

Перед радикалом знак выбирается таким образом, чтобы получить наименьшее значение  $V_{kp}$ .

Первый этап расчета состоит в вычислении основных коэффициентов:

Таблица XLV

$\frac{z}{l_0}$	$f(z)$	$\varphi(z)$	$f\varphi$	$f^2$	$\varphi^2$	$f^*$	$\varphi^*$	$(f^*)^2$	$(\varphi^*)^2$
0	0	0	0	0	0	2,0	1	4	1
0,1	0,0335	0,1564	0,00524	0,00112	0,0244	1,718	0,9875	2,93	0,975
0,2	0,1277	0,309	0,03946	0,0173	0,0955	1,448	0,951	2,095	0,905
0,3	0,2641	0,4539	0,1119	0,0697	0,206	1,19	0,91	1,417	0,794
0,4	0,4598	0,5877	0,2702	0,2114	0,3454	0,921	0,809	0,848	0,655
0,5	0,6789	0,7071	0,4801	0,4609	0,5	0,6875	0,7065	0,4725	0,5
0,6	0,9222	0,809	0,7461	0,8505	0,6546	0,4585	0,588	0,2095	0,346
0,7	1,1816	0,891	1,0528	1,395	0,7939	0,273	0,443	0,0745	0,196
0,8	1,4516	0,951	1,3808	2,108	0,9044	0,1277	0,308	0,0163	0,095
0,9	1,7246	0,9876	1,7032	2,974	0,9754	0,0333	0,1518	0,00111	0,023
1,0	2,0	1,0	2,0	4,0	1,0	0	0	0	0

## Уточненный метод определения критической скорости крыла

Функции  $f(z)$  и  $\varphi(z)$ , входящие в формулы, представляют закон изменения по размаху крыла прогибов и углов закручивания при вибрациях. Чем точнее задать эти функции, тем более точное значение критической скорости получается в результате расчета.

Уточнение метода расчета заключается в задании функций  $f$  и  $\varphi$  из предположения, что каждое крыло при колебаниях в потоке воздуха имеет те же линии прогибов и углов закручивания, как это же крыло при чисто-изгибных и чисто-крутильных колебаниях в пустоте. Эти функции для каждого крыла могут быть определены методом последовательных приближений.

В качестве первого приближения можно задаться функциями  $f$  и  $\varphi$  из табл. XLV. Каждое последующее приближение находится из предыдущего следующим образом:

a) Для функции  $\varphi(z)$ . Находится функция:

$$\varphi(z) = \frac{1}{GI_p} \int_z^{l_0} I_m \varphi_{n-1} dz,$$

где  $\varphi_{n-1}$  — функции  $(n-1)$ -го приближения.

Затем определяется следующее приближение для функции  $\varphi$ :

$$\varphi_n(z) = A \int_0^z I(z) dz.$$

Множитель  $A$  подбирается из того условия, чтобы  $\varphi_n(z)$  имела на конце крыла (при  $z=l_0$ ) то же значение, как и функция  $\varphi_{n-1}(z)$ .

b) Для функции  $f(z)$ . Сначала определяется вспомогательная функция:

$$\chi(z) = \frac{1}{EI} \int_z^{l_0} \int_0^{l_0} m f_{n-1} dz dz.$$

Затем находится следующее приближение для функции  $f$ :

$$f_n(z) = B \int_0^z \int_0^z \chi(z) dz dz,$$

где коэффициент  $B$  подбирается из того условия, чтобы  $f_n(z)$  имела на конце крыла (при  $z=l_0$ ) то же значение, как и  $f_{n-1}(z)$ .

$$\begin{aligned}
 a_{11} &= \left( \frac{1,875}{l_0} \right)^4 \int_0^{l_0} EI(f^*)^2 dz \\
 a_{22} &= \left( \frac{\pi}{2l_0} \right)^2 \int_0^{l_0} GI_p(\varphi^*)^2 dz \\
 b_{12} &= -\frac{1}{2} \frac{\partial c_y}{\partial x} \rho \int_0^{l_0} bf\varphi dz \\
 b_{22} &= -\frac{1}{2} \frac{\partial c_y}{\partial x} \rho \int_0^{l_0} \left( \frac{x_{jk}}{b} - \frac{\partial c_m}{\partial c_y} \right) b^2 \varphi^2 dz \\
 d_{11} &= \frac{1}{2} \frac{\partial c_y}{\partial x} \rho \int_0^{l_0} b f^2 dz \\
 d_{12} &= -\frac{1}{2} \frac{\partial c_y}{\partial x} \rho \int_0^{l_0} b^2 \left( \frac{3}{4} - \frac{x_{jk}}{b} \right) f\varphi dz \\
 d_{21} &= \frac{1}{2} \frac{\partial c_y}{\partial x} \rho \int_0^{l_0} \left( \frac{x_{jk}}{b} - \frac{\partial c_m}{\partial c_y} \right) b^2 f\varphi dz \\
 d_{22} &= -\frac{1}{2} \frac{\partial c_y}{\partial x} \rho \int_0^{l_0} \left( \frac{x_{jk}}{b} - \frac{\partial c_m}{\partial c_y} \right) \left[ \frac{3}{4} - \frac{x_{jk}}{b} - \frac{\pi}{8 \frac{\partial c_y}{\partial x} \left( \frac{x_{jk}}{b} - \frac{\partial c_m}{\partial c_y} \right)} \right] b^3 \varphi^2 dz \\
 c_{11} &= \int_0^{l_0} m f^2 dz \\
 c_{12} &= c_{21} = -\int_0^{l_0} m \varphi f dz \\
 c_{22} &= \int_0^{l_0} I_m \varphi^2 dz.
 \end{aligned} \tag{B}$$

Функции  $f$ ,  $\varphi$ ,  $f^*$  и  $\varphi^*$ , входящие в эти формулы, берутся из табл. XLV, составленной на основании предположения, что любое крыло при вибрациях в потоке воздуха имеет ту же линию прогибов и линию углов закручивания, как и крыло постоянного сечения при чисто-изгибных и чисто-крутильных колебаниях в пустоте.

Следующий этап расчета состоит в вычислении коэффициентов:

$$\begin{aligned}
 A_1 &= c_{11}c_{22} - c_{12}c_{21}, \\
 B_1 &= d_{11}c_{22} + c_{11}d_{22} - c_{12}d_{21} - c_{21}d_{12}, \\
 C_1 &= c_{11}a_{22} + a_{11}c_{22}, \\
 D_1 &= d_{11}a_{22} + a_{11}d_{22}, \\
 E_1 &= a_{11}a_{22}, \\
 C_2 &= c_{11}b_{22} - b_{12}c_{21} + d_{11}d_{22} - d_{12}d_{21}, \\
 D_2 &= d_{11}b_{22} - b_{12}d_{21}, \\
 E_2 &= a_{11}b_{22}.
 \end{aligned} \tag{C}$$

После этого вычисляются коэффициенты, через которые непосредственно выражается критическая скорость:

$$\begin{aligned}
 L &= D_2(B_1 C_2 - D_2 A_1), \\
 M &= B_1 C_2 D_1 + B_1 C_1 D_2 - B_1^2 E_2 - 2D_1 D_2 A_1, \\
 N &= B_1 C_1 D_1 - B_1^2 E_1 - D_1^2 A_1,
 \end{aligned} \tag{D}$$

и затем критическая скорость по формуле (A).

Процесс последовательных приближений продолжается до тех пор пока функции, полученные в двух последовательных приближениях, не совпадут. Обычно для этого бывает достаточно двух-трех приближений.

Функции  $f^*$  и  $\varphi^*$ , входящие в формулы (С), определяются по формулам:

$$f^* = \left( \frac{l_0}{1,875} \right)^2 \frac{d^2 f}{dz^2} = \left( \frac{l_0}{1,875} \right)^2 \cdot B\chi(z),$$

$$\varphi^* = \frac{2l_0}{\pi} \frac{d\varphi}{dz} = \frac{2l_0}{\pi} \cdot A\psi(z).$$

После того, как функции определены, они подставляются в формулы (В) и в остальном процессе расчет совпадает с указанным ранее.

#### Определение частоты собственных колебаний в пустоте

Если у крыла не совмещены оси жесткости и центров тяжести, то собственные колебания такого крыла (как и флаттер) будут обязательно совместными: изгибо-крутильными. Угловая частота ( $p$ ) их может быть определена по формуле:

$$p^2 = \frac{C_1 \pm \sqrt{C_1^2 - 4A_1 E_1}}{2A_1},$$

где коэффициенты  $A_1$ ,  $C_1$ ,  $E_1$  определены формулами (С).

Это выражение дает всегда для  $p^2$  два действительных положительных значения. Меньшее значение  $p$  обычно соответствует совместным колебаниям, с преобладанием изгиба, большее — совместным колебаниям, с преобладанием кручения.

Период колебаний  $T$  определяется по формуле:

$$T = \frac{2\pi}{p}.$$

#### Определение критической скорости по известным периодам собственных колебаний

Вместо жесткостей изгиба и кручения в расчетные формулы можно ввести периоды собственных колебаний. Пусть  $T_{из}$  — период собственных колебаний, происходящих с преобладанием изгиба, и  $T_{kp}$  — период собственных колебаний, происходящих с преобладанием кручения. Эти периоды могут быть определены экспериментально. Тогда, приближенно, можно вычислить  $a_{11}$  и  $a_{22}$  по формулам:

$$a_{11} = \left( \frac{2\pi}{T_{из}} \right)^2 c_{11}$$

$$a_{22} = \left( \frac{2\pi}{T_{kp}} \right)^2 c_{22}$$

При этом для вычисления  $c_{11}$ ,  $c_{22}$  и остальных коэффициентов (В), обязательно задаваться уточненными значениями функций (стр. 443). В остальном расчет производится, как указано в обычном методе (стр. 441—442).

#### Влияние различных параметров на величину критической скорости крыла

##### Влияние жесткостей крыла

*a)* Одновременное изменение в  $n$  раз жесткостей крыла на изгиб и кручение влечет за собой изменение критической скорости в  $\sqrt{n}$  раз.

*b)* При изменении жесткости кручения (с сохранением жесткости изгиба) в  $\eta$  раз, критическая скорость крыла изменяется в  $\eta^k$  раз, где показатель

степени  $k$  лежит для различных крыльев в пределах 0,55—0,67. Для крыльев трапециевидных обычного типа  $k$  изменяется в пределах 0,55—0,6, при приближении формы крыла к прямоугольной (с одинаковыми по размаху упругими характеристиками), увеличивается и может достигнуть величины 0,67.

*c)* Для того, чтобы увеличить критическую скорость крыла от величины  $V_{kp}^{(0)}$  до величины  $V_{kp}^{(1)}$ , необходимо увеличить жесткость кручения в  $\eta$  раз; значение  $\eta$  получается по формуле:

$$\eta = \left( \frac{V_{kp}^{(1)}}{V_{kp}^{(0)}} \right)^c$$

( $c$  лежит в пределах от 1,5 до 1,8).

*d)* В крыльях с работающей обшивкой жесткость изгиба почти не влияет на величину критической скорости.

##### Влияние геометрических параметров крыла

*a)* Изменение всех геометрических размеров крыла в произвольное число раз, если материал, из которого изготовлено крыло, остается неизменным, не влечет за собой никакого изменения критической скорости.

*b)* Изменение всех размеров крыла в направлении, перпендикулярном размаху крыла в  $n$  раз, вызывает изменение критической скорости приблизительно в то же число раз.

При этом предполагается, что работающие элементы (лонжероны, обшивка) в направлении, перпендикулярном размаху, также изменяются в  $n$  раз, в то время как материал, из которого изготовлены все детали, остается неизменным.

*c)* Если все размеры крыла в направлении, перпендикулярном размаху, увеличить в  $n$  раз, но при этом жесткости на изгиб и кручение оставить прежними, то критическая скорость крыла уменьшится приблизительно в то же число  $n$  раз.

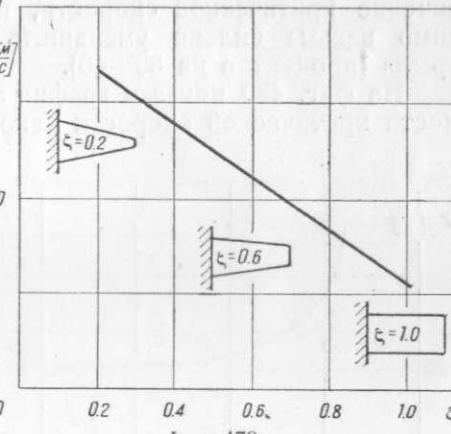
Следствие. При одинаковых размерах основных работающих элементов конструкции критическая скорость крыла тем меньше, чем больше его хорда.

*d)* Увеличение размаха крыла в  $n$  раз с сохранением всех характеристик в сечениях, отстоящих на одинаковую долю размаха от корня, равносильно (в смысле величины критической скорости) уменьшению жесткости крыла на изгиб в  $n^4$  раз и жесткости на кручение в  $n^2$  раз, т. е. вызывает уменьшение критической скорости приблизительно в  $n$  раз.

*e)* Уменьшение размаха простым обрезыванием с концов крыла, если крыло трапециевидное, не дает значительного увеличения критической скорости в практически возможном диапазоне уменьшения размаха. Уменьшать так размах крыла с целью увеличения его критической скорости не имеет смысла (следует различать пропорциональное увеличение или уменьшение крыла вдоль размаха, о чем говорилось в пункте *d*) и срезывание концов крыла.

*f)* С точки зрения вибраций из серии трапециевидных крыльев одинакового размаха и площади (а, следовательно, и удлинения) наилучшим является крыло, наиболее сильно суживающееся к концу.

На фиг. 479 показан график критической скорости для серии моделей трапециевидных крыльев в зависимости от  $\zeta$ , где  $\zeta$  — отношение хорды на конце крыла к хорде в месте крепления крыла к фюзеляжу.



Фиг. 479.

### Влияние высоты полета

Пусть  $V_1$  — критическая скорость крыла на некоторой высоте, которой соответствует плотность воздуха  $\rho_1$  и  $V_2$  — критическая скорость на другой высоте, которой соответствует плотность воздуха  $\rho_2$ . Тогда

$$\frac{V_2}{V_1} = \left( \frac{\rho_1}{\rho_2} \right)^k,$$

где показатель степени  $k$  изменяется для различных крыльев в пределах 0,42—0,5.

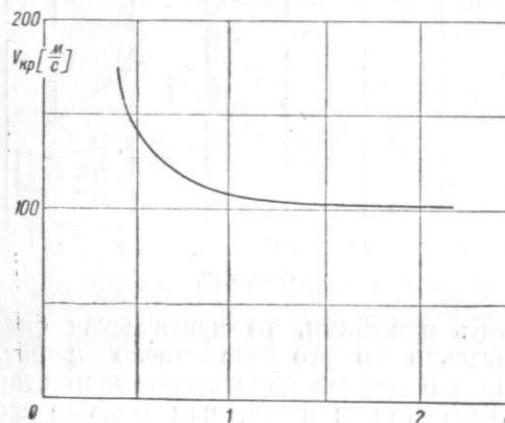
Грубо можно считать, что критическая скорость обратно пропорциональна корню квадратному из плотности воздуха.

### Влияние погонной массы крыла

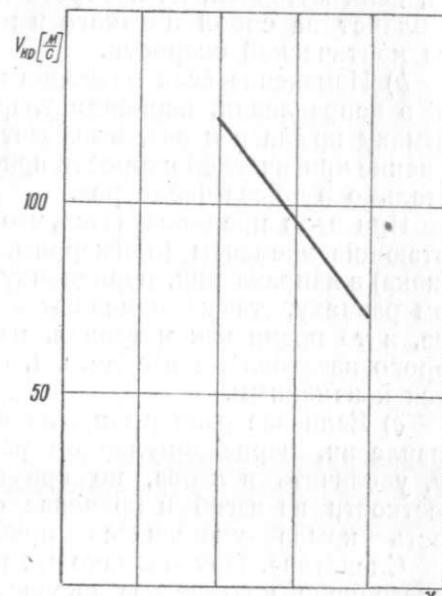
При увеличении массы крыла наблюдается незначительное уменьшение критической скорости. (Положение ц. т. предполагается неизменным.)

Чтобы получить значительное увеличение критической скорости, необходимо весьма сильно уменьшить массу крыла (процентов на 30—40).

На фиг. 480 показан график зависимости критической скорости некоторого



Фиг. 480.



Фиг. 481.

крыла от  $\mu$ , где  $\mu$  — то число раз, в которое увеличивается масса крыла (закон распределения массы по размаху сохраняется). Исходный вариант крыла соответствует  $\mu = 1$ .

### Влияние распределения масс по хорде крыла

Распределение масс по хорде крыла характеризуется радиусом инерции  $\chi$  погонной массы крыла относительно ц. т. По определению:

$$I_m = m (\chi^2 + \sigma^2).$$

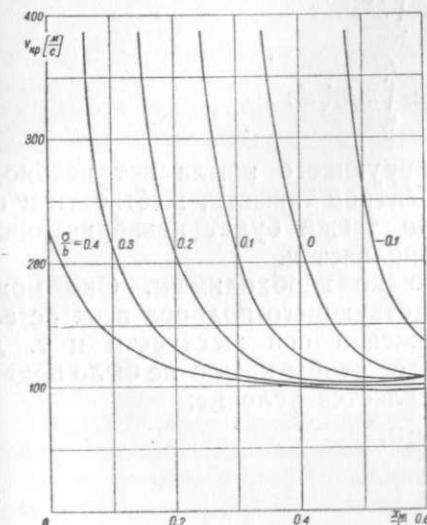
Радиус инерции  $\chi$  для различных крыльев (исключая однолонжеронные) изменяется в пределах от 26 до 30% хорды.

Критическая скорость весьма сильно зависит от величины радиуса инерции, причем сильно уменьшается, если радиус инерции увеличивать (фиг. 481 показывает изменение критической скорости некоторого крыла при изменении радиуса инерции).

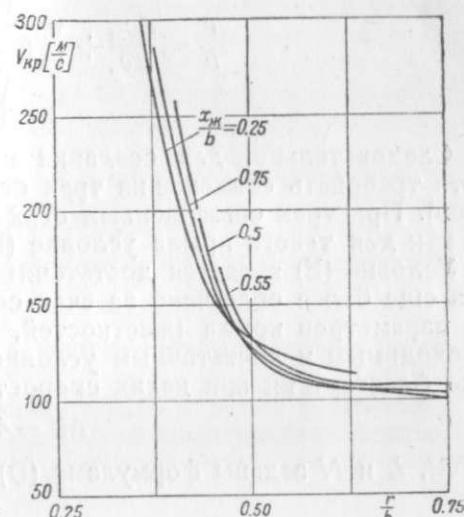
**Выбор расчетного случая.** Критическая скорость крыла тем меньше, чем сильнее оно загружено (см. Влияние погонной массы крыла. Влияние распределения масс по хорде крыла, стр. 446). Поэтому расчетным случаем должен являться случай полета с максимальной загрузкой крыла (полностью залитые бензином баки в крыле, полное вооружение в крыле и т. д.).

### Влияние взаимного расположения осей тяжести, жесткости и фокусов в крыле на его критическую скорость

a) При одновременном передвижении вперед оси жесткости и центров тяжести (при условии, что расстояние между этими осями  $\sigma$  остается не-



Фиг. 482.



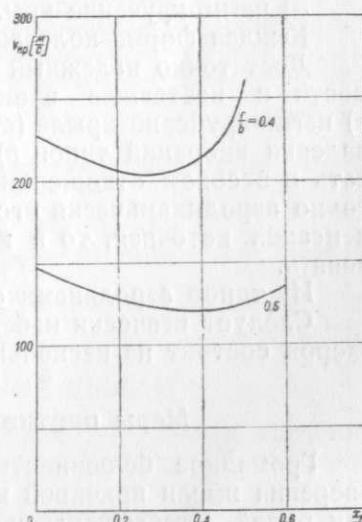
Фиг. 483.

измененным), критическая скорость крыла резко повышается (см. фиг. 482, построенную в качестве примера для некоторого крыла).

b) Если ось жесткости крыла остается неизменной, а расстояние ц. т. крыла от передней кромки ( $r$ ) уменьшается, то критическая скорость резко повышается (предполагая, что ц. т. расположен ближе 55% хорды от носка). (См. примерную для некоторого крыла фиг. 483.)

c) Влияние положения оси жесткости, при фиксированном положении ц. т., различно для разных крыльев: для некоторых крыльев расположение оси жесткости мало влияет на критическую скорость, для других это влияние значительно.

Как общее правило можно считать, что кривая зависимости  $V_{kp}$  от  $x_{jk}$  имеет минимум, примерно, при  $x_{jk} = 0,32-0,37 b$ , т. е. там, где располагается ось жесткости у большинства современных крыльев (для некоторого крыла эта кривая дана на фиг. 484). Критическая скорость будет увеличиваться, если уходить из области минимума как вперед, так и назад. При этом, при удалении оси жесткости от передней кромки, критическая скорость увели-



Фиг. 484.

чивается сильнее, чем при приближении оси жесткости к передней кромке.

Изменение положения ц. т. всего на  $1\%$ , как правило, хорды уже дает существенное изменение критической скорости; небольшие изменения в положении оси жесткости (при фиксированном положении ц. т.) весьма мало отражаются на величине критической скорости.

### Невибрирующее крыло

Крыло не будет подвергено флаттеру ни при каких скоростях, если расстояние ц. т. от передней кромки удовлетворяет условию:

$$\frac{r}{b} \leq \frac{dc_m}{dc_y} + \frac{\pi}{16} \rho \frac{\int_0^{l_0} bf^2 dz \cdot \int_0^{l_0} b^3 \varphi^2 dz}{\int_0^{l_0} bf \varphi dz \cdot \int_0^{l_0} mbf \varphi dz}. \quad (E)$$

Следовательно, для создания невибрирующего крыла нет необходимости требовать совмещения трех осей (центров тяжести, жесткости и фокусов). При трех совмещенных осях крыло также будет невибрирующим, так как для такого крыла условие (E) выполняется.

Условие (E) является достаточным, но не необходимым. Оно может быть еще более облегчено за счет соответствующего подбора всех остальных параметров крыла (жесткостей, положения оси жесткости и т. д.). Необходимым и достаточным условием того, чтобы крыло не было подвержено флаттеру ни при каких скоростях, является условие:

$$M^2 - 4LN \leq 0,$$

где  $M$ ,  $L$  и  $N$  заданы формулами (D).

### Влияние элерона на флаттер крыла

Крыло, снабженное несбалансированным элероном, может совершать флаттер следующих четырех форм:

- a) изгиб-кручение крыла;
- b) изгиб крыла-отклонение элерона;
- c) кручение крыла-отклонение элерона;
- d) изгиб-кручение крыла и отклонение элерона.

Каждая форма колебаний обладает своей критической скоростью.

Достаточно надежный расчетный метод определения критической скорости в настоящее время существует только для формы колебаний: а) изгиб-кручение крыла (стр. 441—444). Чтобы исключить возможность появления вибраций типов б), в) и д), необходимо и достаточно сбалансировать в весовом отношении элерон (привести его ц. т. на ось вращения) и точно аэродинамически его компенсировать. Если аэродинамическая компенсация неточная, то в весовом отношении нужно элерон перебалансировать.

Из типов аэродинамической компенсации наилучшей является осевая.

Следует всячески избегать местной перекомпенсации, особенно если элерон состоит из нескольких частей, и постановки сервокомпенсаторов.

### Меры против флаттера хвостового оперения

Громадное большинство наблюденных случаев вибрации хвостового оперения имели причиной наличие несбалансированных в весовом отношении рулей. Чтобы исключить неблагоприятное влияние рулей, необходимо правильно их сбалансировать, т. е. выполнить два условия:

1) Массу балансира подобрать так, чтобы ц. т. руля оказался на оси вращения.

2) Расстояние балансира от оси вращения фюзеляжа ( $\eta_0$ ) подобрать из условия:

$$\eta_0 = \frac{I_{m\xi\eta}}{m_p \xi_p},$$

где

$\eta_0$  — расстояние балансира от оси фюзеляжа;

$m_p$  — масса руля;

$\xi_p$  — расстояние ц. т. руля от его оси вращения;

$I_{m\xi\eta}$  — центробежный момент инерции руля относительно осей  $\xi$  и  $\eta$ , где ось  $\xi$  есть ось фюзеляжа и ось  $\eta$  — ось вращения руля.

В случае, если центры тяжести сечений руля располагаются на прямой, параллельной оси вращения, условие второе будет выполнено, если балансир поместить в том сечении, где располагается ц. т. всего руля.

Если на руль устанавливаются несколько балансиров, массы которых  $m_1$ ,  $m_2$ , ...,  $m_n$ , проекции расстояний их до оси вращения руля на плоскость хорд руля —  $\xi_1$ ,  $\xi_2$ , ...,  $\xi_n$  и расстояния от оси фюзеляжа —  $\eta_1$ ,  $\eta_2$ , ...,  $\eta_n$ , то вышеуказанные два условия балансировки заменяются следующими:

$$1') m_1 \xi_1 + m_2 \xi_2 + \dots + m_n \xi_n = m_p \xi_p$$

(условие того, что ц. т. всей системы находится на оси вращения руля),

$$2') m_1 \xi_1 \eta_1 + m_2 \xi_2 \eta_2 + \dots + m_n \xi_n \eta_n = I_{m\xi\eta}$$

(условие того, что руль не участвует в несимметричных вибрациях хвостового оперения).

Относительно аэродинамической компенсации к рулям приложимо все то, что сказано относительно аэродинамической компенсации элерона.

Конструкцию рулей (и элеронов) следует стремиться делать возможно легче (покрытие полотном и т. д.).

### БИБЛИОГРАФИЯ

1. Küssner G. Schwingungen von Flugzeugflügeln. — „Luftfahrtforschung“, 1929, v. IV, № 2, p. 41—62.
2. Theodorsen T. General theory of aerodynamic instability and the Mechanism of flutter. — NACA Rep. 1935, № 496.
3. Rauscher M. Ueber die Schwingungen freitragenden Flügel. — „Luftfahrtforschung“, 1928, v. IV, № 3.
4. Frazer R. A. and Duncan W. J. The flutter of aeroplane wings. — ARC R. & M. 1928, № 1155; Frazer R. A. and Duncan W. J. The flutter of monoplanes, biplanes and tail units. — ARC R. and M. 1931, № 1255.
5. Schlippe B. Zur Frage der selbsterregten Flügelschwingungen. — „Luftfahrtforschung“, 1936, v. XIII, № 2, p. 41—45.
6. Келдыш М. и Лаврентьев М. К теории колеблющегося крыла. — Техн. заметки ЦАГИ 1935, № 45.
7. Гроссман Е. П. Вибрации хвостового оперения самолетов. — Труды ЦАГИ, 1934, № 186.
8. Гроссман Е. П., Кричевский С. С. и Борин А. А. К вопросу о потерне устойчивости конструкции крыла в полете. — Труды ЦАГИ. 1935, № 202.
9. Келдыш М. В. Гидродинамический вывод формул Раушера. — Техн. заметки ЦАГИ, 1935, № 52.
10. Гроссман Е. П. Флаттер. — Труды ЦАГИ, 1937, № 284.

### ДИВЕРГЕНЦИЯ (ПЕРЕКРУЧИВАНИЕ КРЫЛА)

Каждой скорости полета отвечает определенная деформация кручения крыла, при которой устанавливается равновесие действующих на крыло моментов.

При малом нарушении равновесия (угол кручения получает малое прращение) возникает малое прращение крутящего момента. Если прира-

щение крутящего момента действует в ту же сторону, в которую дополнительно закрутилось крыло, последнее будет перекручиваться еще дальше, пока не сломается. Такой случай нарушения устойчивости равновесия действующих на крыло моментов, называется дивергенцией. Если дополнительный момент, возникающий при приращении угла кручения, будет действовать в сторону, противоположную приращению угла, крыло вернется в положение равновесия.

Дивергенция возникает, если скорость полета достигает некоторой, определенной для каждого крыла, величины, которая называется скоростью дивергенции ( $V_{\text{див}}$ ).

Как указано выше, равновесие моментов устанавливается при определенном деформации кручения, различной для разной скорости полета. Деформация, при которой возможно равновесие моментов, растет при увеличении скорости полета. Скорость полета, при которой деформация достигает предельной, допустимой для данного крыла величины, называется предельной скоростью ( $V_{\text{пр}}$ ).

Предельная скорость всегда меньше скорости дивергенции и потому расчетным случаем является расчет на предельную скорость.

### Способ определения скорости дивергенции

Приближенно скорость дивергенции для любого крыла можно определить по формуле:

$$V_{\text{див}} = \sqrt{\frac{\int_0^{l_0} GI_p \left(\frac{d\varphi}{dz}\right)^2 dz}{\rho \frac{1}{2} \frac{dc_y}{da} \int_0^{l_0} \left(\frac{x_{\text{ж}}}{b} - \frac{dc_m}{dc_y}\right) b^2 \varphi^2 dz}}$$

Значения функции  $\varphi$  и ее производной  $\frac{d\varphi}{dz}$  приведены в таблице XLVI. Функция  $\varphi$  выбирается в зависимости от  $\zeta$ , где  $\zeta$  — отношение хорды в конце крыла к хорде в месте крепления крыла к фюзеляжу. В табл. XLVI приведено значение  $l_0 \frac{d\varphi}{dz}$  и чтобы получить  $\frac{d\varphi}{dz}$ , нужно табличные значения разделить на  $l_0$ .

Таблица XLVI

$\frac{z}{l_0}$	$\zeta = 0,2$		$\zeta = 0,4$		$\zeta = 0,6$		$\zeta = 0,8$		$\zeta = 0,10$	
	$\varphi$	$l_0 \frac{d\varphi}{dz}$	$\varphi$	$l_0 \frac{d\varphi}{dz}$						
0	0	0,153	0	0,439	0	0,760	0	1,15	0	1,57
0,1	0,0176	0,210	0,048	0,549	0,082	0,885	0,119	1,23	0,156	1,551
0,2	0,0426	0,290	0,111	0,685	0,173	0,994	0,244	1,29	0,309	1,491
0,3	0,0769	0,400	0,184	0,841	0,276	1,110	0,376	1,31	0,454	1,400
0,4	0,124	0,555	0,278	1,020	0,392	1,212	0,504	1,29	0,588	1,270
0,5	0,190	0,779	0,387	1,202	0,510	1,280	0,629	1,22	0,707	1,111
0,6	0,284	1,101	0,521	1,389	0,646	1,273	0,746	1,09	0,809	0,922
0,7	0,415	1,548	0,665	1,512	0,771	1,192	0,847	0,92	0,891	0,711
0,8	0,599	2,125	0,816	1,463	0,880	1,000	0,930	0,671	0,951	0,485
0,9	0,836	2,460	0,950	1,024	0,963	0,654	0,981	0,362	0,988	0,245
1,0	1,000	0	1,000	0	1,000	0	1,000	0	1,000	0

В ряде частных случаев можно указать более точные формулы для определения скорости дивергенции.

Скорость дивергенции перестает существовать, если ось жесткости расположена впереди оси фокусов крыла или совмещена с ней.

### Способы определения предельной скорости

Для трапециевидных крыльев, у которых жесткость кручения приблизительно пропорциональна четвертой степени хорды, предельная скорость определяется по формуле:

$$V_{\text{пр}} = V_{\text{див}} \frac{1}{\sqrt{1 - \nu \frac{\varphi_0}{\varphi^*}}},$$

где  $\varphi^*$  — предельная, допустимая для данного крыла деформация кручения на конце крыла.

$$\varphi = \varphi_0 \frac{c_m - \frac{x_{\text{ж}}}{b} c_y}{\frac{dc_y}{da} \left( \frac{x_{\text{ж}}}{b} - \frac{dc_m}{dc_y} \right)}$$

и  $\nu$  — коэффициент, зависящий от степени сужения крыла (таблица XLVII).

Для крыльев указанного типа угол закручивания на конце крыла, имеющий место при данной скорости полета  $V$ , определяется формулой:

$$\varphi = \varphi_0 \frac{\nu}{1 - \left( \frac{V_{\text{див}}}{V} \right)^2}.$$

Для крыльев произвольного вида, чтобы определить предельную скорость, необходимо предварительно определить угол кручения, имеющий место при заданной скорости полета и затем посмотреть, превосходит ли он предельную допустимую величину. Угол кручения в сечении  $z$  определяется с помощью ряда:

$$\varphi = \frac{1}{2} \left( -c_m + \frac{x_{\text{ж}}}{b} c_y \right) [\psi_1(z) \rho V^2 + \psi_2(z) (\rho V^2)^2 + \dots + \psi_n(z) (\rho V^2)^n + \dots],$$

где функции  $\psi_i$  могут быть последовательно определены:

$$\begin{aligned} \psi_1(z) &= \int_0^z \left( \frac{1}{GI_p} \int_z^{l_0} b^2 dz \right) dz, \\ \dots &\dots \\ \psi_n(z) &= \int_0^z \left[ \frac{1}{GI_p} \int_z^{l_0} \frac{1}{2} \frac{dc_y}{da} \left( \frac{x_{\text{ж}}}{b} - \frac{dc_m}{dc_y} \right) b^2 \psi_{n-1} dz \right] dz. \end{aligned}$$

Таблица XLVII

$\zeta$	$\nu$
0,2	2,25
0,4	1,70
0,6	1,43
0,8	1,33
1,0	1,25

Для практических надобностей достаточно ограничиться двумя-тремя членами ряда.

После того, как вычисления проведены, не представляет труда пересчитать  $\varphi$  на другой режим полета, так как функции  $\psi_i(z)$  не зависят ни от угла атаки, ни от скорости; тем самым возможно обследовать весь диапазон летных углов атаки и возможных скоростей полета.

### БИБЛИОГРАФИЯ

1. Гроссман, Е. П. Перекручивание монопланного крыла в полете — Труды ЦАГИ. 1936. № 253.

## РЕВЕРС

Действие органов управления самолетом вызывает изменение основной начальной нагрузки, что создает дополнительные деформации. При увеличении кривизны профиля крыла или оперения путем отклонения рулей или элеронов вниз, несущая поверхность будет обладать угловыми деформациями кручения в сторону уменьшения угла атаки, а, следовательно, и уменьшения эффекта действия рулей.

Явление, при котором за счет деформации конструкции наступает полная потеря эффективности органов управления, а в дальнейшем и обратное действие, называется реверсом.

### Влияние элеронов на аэродинамическую характеристику крыла

При отклонении элерона вниз на угол  $\delta_e$ , аэродинамические характеристики крыла выразятся следующим образом:

$$c'_y = \frac{dc_y}{dx} (\alpha_0 + x) + \Delta c_y,$$

$$c'_m = c_{m_0} + \Delta c_{m_0} + (c_y + \Delta c_y) \frac{dc_m}{dc_y}.$$

Величина  $\Delta c_y$  и  $\Delta c_{m_0}$  может быть определена соответствующими испытаниями в трубе или приближенно по эмпирическим формулам, предложенным Туссеном:

$$\Delta c_y \approx \frac{0,095\lambda}{\lambda + 1,73} [1,27 \sqrt{\bar{b}_s} (1 - 0,215\bar{b}_s) - 0,005\delta_e^0] \delta_e^0,$$

$$\Delta c_{m_0} \approx 0,0275 (1,273 \sqrt{\bar{b}_s} - \bar{b}_s - (273 \sqrt{\bar{b}_s} - 0,005\delta_e^0) \delta_e^0,$$

где  $\bar{b}_s = \frac{b_s}{b}$ ,

$\delta_e^0$  — угол отклонения элерона в градусах.

### Реверс элеронов

Для элемента крыла длиною  $dz$  реверс наступит при угле закручивания  $\varphi_p$ , определяемым из равенства:

$$\varphi_p = \frac{\Delta c_y}{\frac{dc_y}{dx}},$$

Скручивающий момент, действующий на элемент крыла при отклонении элерона:

$$M_A = \left[ \Delta c_{m_0} + \left( \Delta c_y - \frac{dc_y}{dx} \varphi \right) \left( m - \frac{x_k}{b} \right) \right] b^2 q dz,$$

где  $m = \frac{dc_m}{dc_y}$ ;  $x_k$  — расстояние центра жесткости от носка.

Упругий момент:

$$M_Y = k_k \cdot \varphi \cdot dz,$$

где  $k_k$  — постоянный коэффициент, характеризующий жесткость на кручение.

Из уравнения  $M_A + M_Y = 0$  определяется угол закручивания  $\varphi$ :

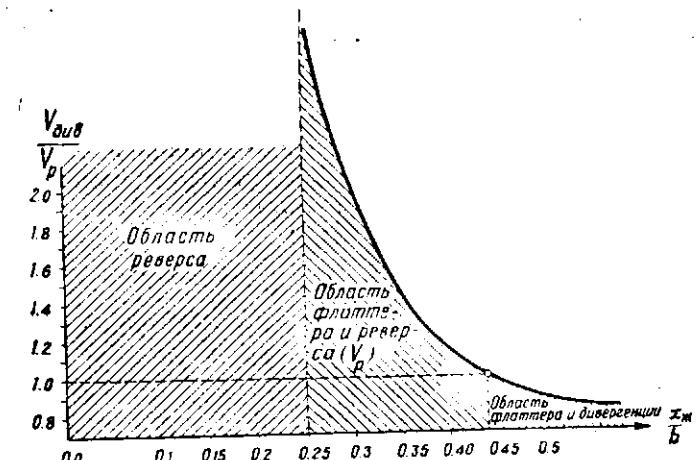
$$\varphi = \frac{\left[ \Delta c_{m_0} + \Delta c_y \left( m - \frac{x_k}{b} \right) \right] b^2 /}{k_k + \frac{dc_y}{dx} \left( m - \frac{x_k}{b} \right) b^2 q}.$$

Из равенства  $\varphi = \varphi_p$  определяется скорость реверса  $V_p$ :

$$V_p = \sqrt{\frac{\Delta c_y}{\frac{dc_y}{dx}} \frac{2k_k}{b^2 q}}.$$

Корень  $V_p$  имеет действительное значение только при соблюдении следующего неравенства:

$$\Delta c_{m_0} + \Delta c_y \left( m - \frac{x_k}{b} \right) > 0.$$



Фиг. 485.

При равенстве нулю знаменателя в выражении угла закручивания  $\varphi$ , значение последнего становится равным бесконечности; скорость, определяемая тогда из уравнения:

$$k_k + \frac{dc_y}{dx} \left( m - \frac{x_k}{b} \right) b^2 q = 0$$

есть скорость дивергенции:

$$V_{\text{див}} = \sqrt{\frac{2k_k}{\frac{dc_y}{dx} \left( \frac{x_k}{b} - m \right) b^2 q}}.$$

Отношение  $\frac{V_{\text{див}}}{V_p}$  равно:

$$\frac{V_{\text{див}}}{V_p} = \sqrt{\frac{\Delta c_{m_0}}{\Delta c_y \left( \frac{x_k}{b} - m \right)}}.$$

На фиг. 485 дан график  $\frac{V_{\text{див}}}{V_p} = f\left(\frac{x_k}{b}\right)$ ; плоскость чертежа разбита на ряд характерных областей в отношении критических скоростей.

Из приведенного ясно, что скорость реверса всегда меньше скорости дивергенции.

Угловая скорость самолета вокруг продольной оси, создаваемая отклонением элеронов, может быть определена приближенно по формуле:

$$\omega = \frac{\Delta c_y}{d\alpha} V \left[ 1 - \left( \frac{V}{V_p} \right)^2 \right],$$

где  $\zeta l_0$  — расстояние до среднего сечения участка крыла с элероном (фиг. 487).

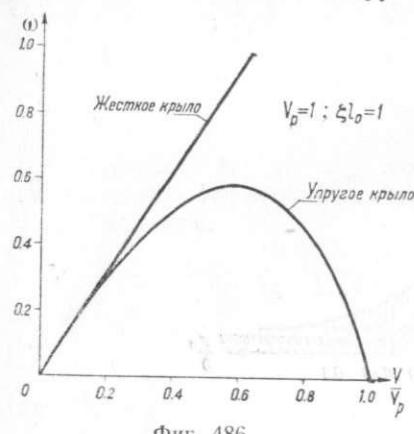
Максимум значения  $\omega$  будет при  $V_p = 0,577 V$ .

На фиг. 486 дан график  $\omega = f\left(\frac{V}{V_p}\right)$  для жесткого и упругого крыла при  $V_p = 1$ ;  $\zeta l_0 = 1$ .

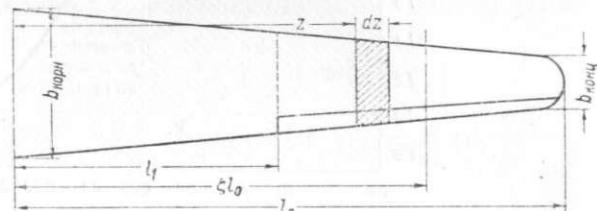
Скорость реверса для трапециевидного крыла в плане (фиг. 487) определяется при следующих допущениях:

a) Все изменение нагрузки от действия элеронов происходит только на участке крыла, занятого элероном. Эффект действия элеронами на этом участке оказывается одинаково во всех сечениях.

b) Эффективность элерона, опущенного вниз и поднятого вверх, одинакова.



Фиг. 486.



Фиг. 487.

c) На участке крыла, не занятого элероном, изменение нагрузки происходит только за счет закручивания крыла.

d) Закон изменения угла закручивания крыла вдоль размаха следует закону прямой линии:

$$\varphi_z = \frac{\varphi_0 z}{l_0},$$

где  $\varphi_0$  — угол закручивания конца крыла.

Угол закручивания конца крыла  $\varphi_{0p}$ , при котором момент крена при отклоненных элеронах равен нулю, т. е. наступает явление реверса, определяется по формуле:

$$\varphi_{0p} = \frac{6b_{\text{корн}}(l_0^2 - l_1^2) - 4n(l_0^3 - l_1^3)}{4b_{\text{корн}}l_0^2 - 3nl_0^3} \frac{\Delta c_y}{d\alpha} = \mu \frac{\Delta c_y}{d\alpha},$$

где

$$n = \frac{b_{\text{корн}} - b_{\text{конч}}}{l_0},$$

Скорость реверса равна:

$$V_p = \sqrt{\frac{2\mu \frac{\Delta c_y}{d\alpha}}{\rho \left( a_1 R - a_2 \mu \frac{\Delta c_y}{d\alpha} T \right)}},$$

где:

$$a_1 = \Delta c_{m_0} + \Delta c_y \left( m - \frac{x_*}{b} \right),$$

$$a_2 = \frac{dc_y}{d\alpha} \cdot \frac{m - \frac{x_*}{b}}{2l_0}.$$

$$R = l_0(A + \bar{A}) \left( b_{\text{корн}}^2 - b_{\text{корн}} nl_0 + \frac{n^2 l_0^2}{3} \right) - b_{\text{корн}}^2 (B + l_1 \bar{A}) + b_{\text{корн}} n (D + l_1^2 \bar{A}) - \frac{n^2}{3} (C + l_1^3 \bar{A});$$

$$T = l_0^2(A + \bar{A}) \left( b_{\text{корн}}^2 - \frac{4}{3} b_{\text{корн}} nl_0 + \frac{n^2 l_0^2}{2} \right) - b_{\text{корн}}^2 (D + l_1^2 \bar{A}) + \frac{4}{3} b_{\text{корн}} n (C + l_1^3 \bar{A}) - \frac{n^2}{2} (E + l_1^4 \bar{A}) + \bar{A} l_1^2 \left( b_{\text{корн}}^2 - \frac{4}{3} b_{\text{корн}} nl_0 + \frac{n^2 l_0^2}{2} \right) - b_{\text{корн}}^2 \bar{D} + \frac{4}{3} b_{\text{корн}} n \bar{C} - \frac{n^2}{2} \bar{E};$$

$$A = \int_{l_1}^{l_0} \frac{dz}{GI_p}; \quad B = \int_{l_1}^{l_0} \frac{z dz}{GI_p}; \quad D = \int_{l_1}^{l_0} \frac{z^2 dz}{GI_p};$$

$$C = \int_{l_1}^{l_0} \frac{z^3 dz}{GI_p}; \quad E = \int_{l_1}^{l_0} \frac{z^4 dz}{GI_p};$$

$$\bar{A} = \int_0^{l_1} \frac{dz}{GI_p}; \quad \bar{D} = \int_0^{l_1} \frac{z^2 dz}{GI_p};$$

$$\bar{C} = \int_0^{l_1} \frac{z^3 dz}{GI_p}; \quad \bar{E} = \int_0^{l_1} \frac{z^4 dz}{GI_p}.$$

Корень  $V_p$  имеет действительное значение только при условии  $a_1 > 0$ .

При значении  $a_1 = 0$  скорость реверса равна скорости дивергенции ( $V_p = V_{\text{див.}}$ ).

Необходимо также отметить, на основании анализа приводимой формулы для  $V_p$ , следующее:

a) При расшифровке в формуле величины  $a_1$  и  $a_2$ , можно показать, что скорость реверса зависит от отношения  $\frac{\Delta c_y}{\Delta c_{m_0}}$ ; это практически равносильно тому, что скорость реверса не зависит от угла отклонения элерона.

b) Положение оси жесткости (параметр  $\frac{x_*}{b}$ ) практически почти не сказывается на величине скорости реверса и последняя для нормального крыла с элероном определяется лишь жесткостью крыла на кручение.

### ЭФФЕКТИВНОСТЬ РУЛЕЙ ПРИ ВЫХОДЕ САМОЛЕТА ИЗ ПИКРОВАНИЯ ИЛИ КРУТОГО ПЛАНИРОВАНИЯ

Особо опасными являются большие углы закручивания крыла при длительном пикировании, так как это вызывает выбирание в процессе пикирования ручки управления «на себя», что в свою очередь вызывает углы закручивания стабилизатора и углы девиации фюзеляжа в сторону уменьшения угла атаки.

шения эффективности рулей. Последнее обстоятельство, при наличии очень больших углов закручивания крыла, может привести запас рулей у самолета к нулю и выход из режима пикирования будет невозможен. Значение критических деформаций должно быть найдено из рассмотрения продольной устойчивости самолета.

Критические угловые деформации, при которых запас рулей становится равным нулю, определится из уравнения:

$$\Delta M_{kp} - \Delta M_{xb} = 0,$$

где  $\Delta M_{kp}$  — момент крыльев относительно ц. т. самолета, вызванный закручиванием последних;

$\Delta M_{xb}$  — момент относительно ц. т. самолета, вызванный хвостовым оперением при взятии ручки управления «на себя», с учетом деформаций стабилизатора и фюзеляжа.

Приближенно это уравнение может быть представлено в следующем виде, если принять скорость у хвоста равной 0,9 скорости потока в бесконечности:

$$\begin{aligned} & \frac{dc_y}{dx} \left( \frac{x_t}{b_a} - m + \frac{2,59 \left( \frac{dc_y}{dx} \right)_{r.o.}}{\pi \lambda} \cdot \frac{S_{r.o} L}{Sb_a} \right) \varphi_{kp} - \\ & - \left[ A \left( \frac{dc_y}{dx} \right)^2 - \frac{dc_v}{dx} \right] \frac{y_t}{b_a} \varphi_{kp}^2 + 0,81 \left( \frac{dc_v}{dx} \right)_{r.o.} \frac{S_{r.o} L}{Sb_a} \varphi_{kp} = \\ & = 0,81 \Delta c_y \frac{S_{r.o} L}{Sb_a}, \end{aligned}$$

где:  $\varphi_{kp}$  — средний угол закручивания крыльев;

$\varphi_{kp}$  — сумма среднего угла закручивания стабилизатора и угла девиации конца фюзеляжа в плоскости симметрии самолета;

$\Delta c_y$  — изменение коэффициента подъемной силы хвостового оперения, вызванное только отклонением руля. Коэффициент  $\Delta c_y$  следует определять для наибольшего угла отклонения руля, возможного при данной скорости пикирования самолета;

$x_t$  и  $y_t$  — координаты ц. т. самолета относительно средней аэродинамической хорды крыла;

$b_a$  — средняя аэродинамическая хорда крыла;

$S_{r.o.}$  — площадь горизонтального оперения;

$L$  — расстояние п. д. оперения от ц. т. самолета;

$$A = \frac{c_x^2}{c_y^2}.$$

Приведенные соображения являются приближенными, но уже сейчас нужно указать на необходимость проверки эффективности рулей с учетом деформаций.

#### БИБЛИОГРАФИЯ

1. Макаревский А. И. О допустимых общих деформациях конструкции самолета. — Техника возд. флота\* 1936, № 8—9, стр. 1—17.
2. Пышной В. С. Исследование прочности самолета. — Труды Воен. возд. академии РККА им. Н. Е. Жуковского 1932, № 6, стр. 25—59.
3. Шишкин С. Н. Развитие норм прочности самолетов. — Отчет о работах I Всеобщей конференции по прочности авиаконструкций 1934, № 1, стр. 101—104.
4. Лейтейзен М. Г. К вопросу регламентации деформаций фюзеляжей в нормах прочности. — Техника возд. флота\* 1935, № 1, стр. 22—24.
5. Гроссман Е. П. Перекручивание монопланного крыла. — Труды ЦАГИ. 1936, № 253.
6. Pugsley A. and Roxbee H. The aileron power of a monoplane. — ARC R. and M. 1935, N 1640.
7. Cowley W. L. and McMillan G. A. Pressure distribution on wings with ailerons. — ARC R. and M. 1935, N 1625.

## ИСПЫТАНИЯ САМОЛЕТОВ В ПОЛЕТЕ

## ВИДЫ ИСПЫТАНИЙ

Существуют следующие виды испытаний самолетов в натуре:

1. Заводские, охватывающие испытания: а) опытных самолетов, б) головных серийных самолетов, в) серийных самолетов и д) сдаточные.

2. Государственные, охватывающие: а) испытания опытных самолетов и б) эксплоатационные испытания серийных самолетов (для военных самолетов — так называемые войсковые испытания).

Заводские испытания опытных самолетов производятся с целью определения летных и тактических свойств самолета и проверки соответствия их расчетным данным конструкторского бюро. Испытания этого вида проводятся по полной программе и должны всесторонне осветить летные (и частично эксплоатационные) свойства самолета, а также работу всех агрегатов его оборудования. В процессе заводских испытаний устраняются все выявившиеся летно-технические и эксплоатационные недостатки самолета.

Заводские испытания головных серийных самолетов производятся по полной программе с целью определения летно-тактических свойств самолета, в конструкцию которого были внесены те или иные изменения в связи с результатами заводских и государственных испытаний опытного самолета.

Заводские испытания серийных самолетов производятся с целью периодического контроля соответствия их образцу (эталону).

Сдаточные испытания производятся для всех самолетов, не прошедших серийных испытаний, с целью контроля качества данного самолета серии.

Государственные испытания опытных самолетов производятся с целью контроля летно-технических свойств самолета и соответствия их тактико-техническим требованиям, предъявляемым к самолету данного типа. Эти испытания производятся по полной программе, включающей также оценку работы всего спецоборудования.

Эксплоатационные испытания производятся в авиачастях, авиаилиях и т. п. с целью определения эксплоатационных и боевых свойств самолета. Эти испытания производятся либо с самолетами опытной серии либо с несколькими серийными самолетами 1-й серии.

## ЗАВОДСКИЕ ИСПЫТАНИЯ ОПЫТНЫХ САМОЛЕТОВ

Проведение испытаний опытного самолета возлагается на бригаду работников летно-испытательной станции завода, состоящую из ведущего инженера, ведущего летчика, инженеров спецслужб и борттехника.

Эта бригада принимает участие в рассмотрении макета самолета и следит в процессе постройки опытного самолета за выполнением всех тактико-технических требований и требований макетной комиссии.

До окончания постройки опытного самолета конструкторское бюро завода передает летно-испытательной станции для изучения следующий материал:

1. Аэродинамический расчет самолета.
2. Расчет устойчивости.

3. Расчет на прочность.

4. Диаграммы испытаний модели самолета на поляру, устойчивость продольную и пути, эффективность элеронов, шарнирные моменты, эффективность щитков и т. д.

5. Схемы: бензопроводки, маслопроводки, водопроводки, электрооборудования, подъема шасси, проводки к органам управления, управления газом, щитками и т. д.

6. Весовую сводку всего съемного оборудования самолета с указанием координат расположения каждой детали относительно какой-либо фиксированной точки самолета.

#### Подготовка самолета к первому вылету

После доставки самолета на летную станцию начинается подготовка его к первому вылету, которая производится в следующем порядке:

1. Самолет собирается и нивелируется согласно данным конструкторского бюро.

2. Производятся обмеры самолета с целью проверки соответствия испытуемого самолета чертежам конструкторского бюро.

3. Производится взвешивание и определение ц. т. пустого самолета (с несъемным оборудованием, но с водой в системе и маслом в картере мотора) с нормальной нагрузкой.

4. На основании данных расчета, испытаний в трубе и взвешивания определяется минимальный вес и наиболее благоприятная центровка самолета для первого вылета.

5. После взвешивания производится испытание на земле всего оборудования самолета, в первую очередь агрегатов винто-моторной группы.

При гонке мотора на месте определяется:

a) качество работы агрегатов запуска;  
b) достаточность охлаждающей системы;  
c) плавность работы мотора на разных режимах и при переходе с одного режима на другой;

d) шаг винта, подбираемый в первом приближении по оборотам на месте;

e) наличие вибраций винта;

f) наличие вибраций моторных рам или других частей самолета;

g) возможность работы на разных бензиновых баках;

h) герметичность водо-, бензо-, маслосистем;

i) способ остановки мотора.

6. Производится предварительная регулировка тормозов.

7. Проверяется кинематика органов управления.

8. По устранении всех дефектов, выявленных при гонке мотора на земле, ведущий летчик производит опытные рулежки (2–3) с целью опробования работы тормозов (быстроны захвата и оттормаживания) и регулировки их, а также с целью проверки устойчивости самолета при рулежке (определение возможности держать прямую) и прочности шасси. Рулежка происходит на скоростях от 10 до 30 км/ч.

9. После рулежек самолет детально осматривается и, в случае отсутствия каких-либо изменений в конструкции, допускается к пробежкам с поднятым хвостом, имеющим целью определить:

a) способность самолета поднимать хвост при разбеге;  
b) возможность держать прямую при разбеге;  
c) склонность к капотированию при резком торможении на скорости в 50 км/ч.

10. В случае наличия большого аэродрома, весьма желательно до первого вылета произвести подлеты (1–2) по прямой на высоте 1–2 м с целью проверки:

a) возможности держать прямую при разбеге;

b) угла установки стабилизатора;

c) достаточности руля высоты для трехточечной посадки;

d) нагрузок на рули;

e) грубой проверки работы элеронов на малых скоростях.

К числу земных испытаний относится также испытание механизмов подъема шасси. Для этого самолет становится на специальные козлы или подвешивается к фермам ангаря. Число подъемов и спусков шасси устанавливается в зависимости от конструкции механизмов подъема, но не менее 100 подъемов и спусков, если шасси не прошло таких испытаний на заводе во время постройки опытного образца.

#### Первый вылет

Ведущий летчик производит первый вылет после того, как устранены все дефекты, выявившиеся при земных испытаниях. За время производства земных испытаний летчик делает окончательную "пригонку" положения сидения с таким расчетом, чтобы ему было удобно во время полета управлять всеми механизмами винтомоторной группы и в то же время иметь хороший обзор как в полете, так и при посадке. За время земных испытаний при стоянке самолета на земле летчик 2–3 раза по 10–15 мин сидит на пилотском месте в полном обмундировании с парашютом для того, чтобы зрительно запечатлеть трехточечное положение самолета и иметь ясное представление о положении самолета относительно земли в момент касания ее тремя точками при первой посадке. Это имеет большое значение в тех случаях, когда летчику приходится летать на самолетах разных размеров. Положение педалей должно быть таково, чтобы при отклонении руля направления до отказа нога была чуть-чуть согнута.

Ручка при выборе "на себя" полностью не должна доходить до живота летчика на 50–70 мм. При даче ручки "от себя" до отказа летчик не должен отклоняться корпусом вперед.

Экипаж самолета в первом вылете назначается минимальный. В случае одномоторных и двухмоторных самолетов первый вылет совершаются только одним летчиком.

Вес машины для первого вылета берется минимальный. Центр тяжести самолета создается наивыгоднейший с точки зрения расчетов продольной устойчивости и запаса рулей на посадку.

После отрыва от земли, если не обнаруживается каких-либо не寻常ностей в управлении самолетом (например, самолет валится на крыло так, что трудно удержать элеронами; не балансируется и висит на ручке, причем давления очень большие; какой-либо из рулей имеет обратные нагрузки и т. д.) летчик набирает высоту до 1000–1500 м и выводит самолет на горизонтальный полет, не допуская при этом максимальных скоростей или близких к ним. В течение 15–20 мин. полета летчик осваивается с самолетом, производя лишь небольшие эволюции (неглубокие виражи, восьмерки) и меняя режимы горизонтального полета с целью оценки в первом приближении органов управления самолета и устойчивости его.

В результате первых полетов летчик должен ответить на следующие вопросы:

1. Нет ли у самолета склонности к рысканию на взлете?
2. Нет ли в полете вибраций: крыльев, элеронов, стабилизатора, руля высоты, руля направления, мотора?
3. Нет ли видимых деформаций изгиба или скручивания: крыльев, фюзеляжа, хвоста?
4. Легко ли перестанавливается в воздухе стабилизатор на разных скоростях и балансируется ли самолет на разных режимах?
5. Не валится ли самолет на крыло и при каком режиме балансируется в поперечном направлении?
6. Какова нагрузка на рули и элероны?

7. Устойчива ли машина в полете с зажатой ручкой и педалями?
8. Какова в первом приближении эффективность органов управления на разных скоростях?
9. Какая температура и давление масла, температура воды (головок цилиндров), обороты мотора были в конце подъема на 1000—1500 м и в горизонтальном полете на этой высоте на разных режимах? Какова температура наружного воздуха? Не переохлаждается ли мотор на планировании?
10. Как работал мотор?
11. На каких бензобаках поднимался и переключал ли их в полете?
12. Как работает управление газом, жалюзи?
13. Не проваливается ли самолет при выравнивании?
14. При каком положении стабилизатора совершена посадка?
15. Нет ли у самолета тенденции к завороту при пробеге?
16. Какова длина пробега?
17. Как пользовался тормозами?
18. Если пользовался щитками, то как оказывается открытие щитков на балансировке?

#### Доводка самолета

Ближайшие 5—15 полетов после первого вылета обычно производятся с целью доводки самолета.

При доводке органов управления добиваются, чтобы нагрузка на рули высоты, направления и элероны при всех эволюциях, присущих данному самолету, не вызывала бы на ручке, штурвале и педалях давлений больше 5—7 кг. Рули не должны быть перекомпенсированы.

В полете по прямой (на подъеме, горизонталях и планировании) машина должна балансируется на всех скоростях в продольном направлении, а в случае отсутствия триммеров должна балансируется на крейсерской скорости.

В случае отсутствия триммеров давления на ручке и на педалях должны быть минимальными, допускающими длительный полет без утомления летчика.

На больших самолетах, начиная с двухмоторных, следует, как правило, добиваться балансировки на всех режимах по всем трем осям самолета.

В процессе доводки органов управления должна производиться и доводка самолета в части устойчивости, если в этом имеется надобность. Требования, предъявляемые к самолету при доводке устойчивости, сводятся к следующему: самолет должен обладать как продольной, так и боковой динамической устойчивостью с брошенной ручкой на всем диапазоне скоростей и центровок при планировании, горизонтальном полете и подъеме с полным газом. Продолжительный полет вслепую и в болтанку не должен утомлять летчика.

Доводка самолета в части охлаждающих устройств сводится к тому, чтобы температура воды, масла, головок цилиндров у моторов воздушного охлаждения не превышала бы нормы для данного мотора:

- a) при рулежке по аэродрому,
- b) при подъеме с форсированным газом на потолок.

Мотор не должен переохлаждаться при длительном планировании при низких температурах.

Диапазон температур, на которых мотор должен нормально работать, берется от +40 до —50°С.

Самолет может быть допущен к испытаниям с целью определения его летных качеств только после того, как он всесторонне обследован с точки зрения вибраций его частей и установлено, что у самолета вибраций нет на всех режимах полета. Обследование самолета с точки зрения вибраций и устранение их причин происходит, примерно, в следующей последовательности.

Вибрации моторных рам, капотов, стенок фюзеляжа, рычагов управления, приборных досок и т. п. большей частью происходят по двум причинам: a) вследствие неуравновешенности винтомоторной группы и b) вследствие совпадений собственных частот колебаний этих частей самолета с частотами (оборотами) мотора. Иногда вибрации стенок фюзеляжа и приборного оборудования являются следствием ударов вихревых жгутов, сбывающихся с концов лопастей винтов и бьющих по стенкам фюзеляжа. Вибрации такого вида почти всегда ощущаются при гонке моторов на земле. Для устранения вибраций такого характера можно рекомендовать следующие меры:

- a) эквилибровка винта;
- b) постановка моторной рамы на резиновые амортизаторы;
- c) изменение жесткостей и собственных частот отдельных частей самолета;
- d) постановка на резиновые амортизаторы отдельных деталей оборудования.

Вибрации лопастей винта обычно происходят при определенных оборотах мотора и сопровождаются резким гулом, вызывающим болевые ощущения в ушах. Обычным способом устранения вибраций лопастей винта является подрезывание концов лопастей с целью изменения их собственного периода колебаний изгиба.

Деформации концов лопастей винта в случае вибраций могут быть очень большими (порядка ±25 мм) и хорошо видимы простым глазом, если стоять в плоскости вращения винта.

Выпускать машину в полет с вибрирующим винтом нельзя, так как нет никакой гарантии в том, что не поломается винт в воздухе. Если подрезание концов лопастей винта не дает положительных результатов, то винт нужно заменить.

Вибрации хвостового оперения типа баффтинг обычно происходят вследствие возмущения потока в зоне оперения, часто эти колебания носят характер вздрагивания хвоста, сопровождающихся скручиванием всей хвостовой части фюзеляжа.

В случае обнаружения баффтинга на каких-либо режимах необходимо установить прежде всего причину возмущения потока в зоне оперения. Это делается путем наблюдения и фотографирования спектров потока на верхней поверхности крыла в зоне оперения или позади выступающих надстроек на фюзеляже. Спектр обтекания достаточно хорошо определяется поведением ленточек длиной 250—300 мм, приклеиваемых эмалью к верхней поверхности крыла или фюзеляжа. В случае нормального обтекания (на больших скоростях) ленточки лежат в направлении скорости полета внатянутом состоянии. Если же обтекание крыла нарушается (по мере перехода на малые скорости), то ленточки становятся сначала «вязыми», что указывает на уменьшение скорости в этой зоне крыла, а затем становятся дыбом и отклоняются в обратную сторону, указывая на срыв с крыла и наличие обратных токов воздуха.

Для уничтожения вибраций типа баффтинг применяются следующие меры:

- a) улучшение интерференции крыла и фюзеляжа (подбор зализов и т. п.);
- b) улучшение интерференции моторных токов и крыла (для многомоторных самолетов);
- c) изменение расположения оперения по отношению к крылу с таким расчетом, чтобы вихри, срывающиеся с крыла не задевали оперения;
- d) весовое уравновешивание;
- e) уничтожение срыва за плохо обтекаемыми надстройками фюзеляжа;
- f) ужесточение хвоста и хвостовой части фюзеляжа.

Если баффтинг возникает в результате интерференции крыла и хвоста, то при открытии щитков-закрылков на крыле, он прекращается, так как последние восстанавливают обтекание на верхней поверхности крыла вплоть до больших углов атаки.

Обследование самолета с точки зрения флаттера должно вестись чрезвычайно осторожно, так как колебания этого рода наступают почти внезапно и от летчика требуется большая выдержка. Экипаж для полета берется минимальный, так же, как при первом вылете. Полеты с этой целью следует производить на высоте не ниже 2500 м и начинать с горизонтального полета на крейсерской скорости. Увеличение скорости полета следует производить по 5—10 км/ч с интервалами в 2—3 мин. Летчик должен вести постоянное наблюдение за состоянием крыльев, рулей и элеронов, а также особенно тщательно следить за состоянием полуосвобожденной ручки и педалей, проверяя при каждой скорости не передаются ли на ручку или педали какие-либо дрожания или толчки.

В случае замеченных ненормальностей скорость должна быть снижена и полет должен быть прекращен.

При возникновении колебаний летчик должен быстро погасить скорость путем убивания газа и выбирания ручки «на себя». При уменьшении скорости на 20—30%, как показывает практика, колебания прекращаются.

Если испытание происходит нормально, то скорость самолета доводят до максимальной. Для того, чтобы иметь уверенность в безопасности полетов на данном самолете в процессе дальнейших испытаний и при выполнении тактических задач, необходимо каждый самолет обследовать с точки зрения флаттера не только в пределах тех скоростей, на которых он обязан летать, но и при больших скоростях.

Для пассажирских самолетов скорость полета по прибору необходимо доводить до  $1,15 V_{\max}$ , где  $V_{\max}$  является максимальной скоростью горизонтального полета по показанию указателя скорости.

В процессе полетов по доводке самолета должны быть выявлены также наиболее слабые места конструкции в смысле жесткости и прочности отдельных частей и элементов самолета, а также слабые места с эксплуатационной стороны.

Все замеченные недостатки и по этой линии должны быть устранены до начала полетных испытаний с целью определения летных свойств самолета.

### МЕЖДУНАРОДНАЯ СТАНДАРТНАЯ АТМОСФЕРА (МСА)

Данные полетных испытаний зависят от атмосферных условий, которые могут сильно меняться не только со временем года, но иногда даже в течение одного дня.

Для того, чтобы данные полетных испытаний можно было сравнивать, их приводят к одинаковым атмосферным условиям, называемым стандартной атмосферой.

У нас в СССР принята международная стандартная атмосфера (МСА), в которой закон изменения температуры и давления воздуха с высотой весьма близко подходит к среднегодовым данным для северных широт земного шара ( $40$ — $50^{\circ}\text{N}$ ).

Основные величины на уровне моря в МСА таковы:

температура  $t_0 = 15^{\circ}\text{C}$ ;

температура абсолютная  $T_0 = 288^{\circ}$ ;

давление  $p_0 = 760 \text{ mm Hg} = 10332,276 \frac{\text{kz}}{\text{m}^2}$ ;

вес 1 объема воздуха  $\gamma_0 = 1,2255 \frac{\text{kz}}{\text{m}^3}$ ;

плотность воздуха  $\rho_0 = \frac{\gamma_0}{g} = 0,124966 \text{ kg c}^2 \text{ m}^{-4}$ .

1. Для каждого режима определяется путевая скорость при пролете туда и обратно:

$$V_{\text{пут}} = 3,6 \frac{L}{t},$$

где  $L$  — длина базы в м,  $t$  — время прохождения данного маршрута в с.

2. Определяется средняя путевая скорость, равная истинной скорости полета относительно воздуха:

$$V = \frac{V_{\text{пут}} + V_{\text{пут}}^2}{2},$$

где  $V_{\text{пут}}^1$  — путевая скорость при полете в одном направлении, а  $V_{\text{пут}}^2$  — в обратном направлении.

3. По формуле:

$$\Delta = 0,379 \frac{p}{T}$$

определяется относительная плотность воздуха при полете;  $p$  — давление наружного воздуха в  $\text{mm Hg}$ ;  $T$  — определяется по тарировке альтиметра или по записи барографа, а  $T$  — абсолютная температура наружного воздуха.

4. Определяется индикаторная скорость  $V_i$ :

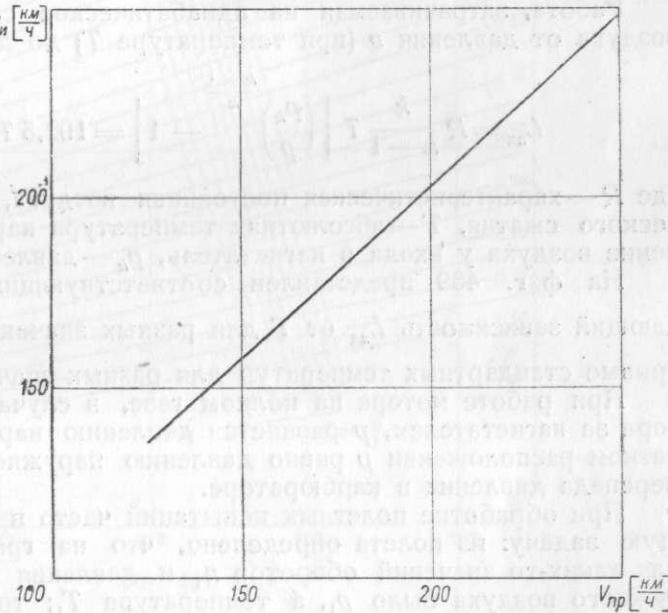
$$V_i = V \sqrt{\Delta}.$$

После этих подсчетов, проделываемых для всех режимов, строится кривая  $V_{\text{пр}} = f(V_i)$  (фиг. 488), где  $V_{\text{пр}}$  — средняя скорость при полете туда и обратно по указателю скорости для каждого режима полета. Эта тарировочная кривая учитывает как инструментальные поправки прибора, так и поправки на местоположение приемника Пито, зависящие от влияния крыльев и других частей самолета на поток. Точность определения скорости на мерной базе можно оценить в среднем в  $\pm 1,5$ — $2%$ . Чем длиннее база и чем меньше скорость самолета, тем большее точность.

В случае скоростных самолетов и малой длины базы (2—3 км), а также при испытании одноместных истребителей, засечку времени прохождения базы часто ведут наблюдатели с земли, что несколько повышает точность.

Чтобы при пользовании тарировочной кривой указанного вида (фиг. 488) найти истинную скорость  $V$  по показанию указателя скорости  $V_{\text{пр}}$  и  $\Delta$ , нужно: 1) найти по этой кривой значение  $V_i$  для данного значения  $V_{\text{пр}}$  и 2) найти истинную скорость  $V$  по формуле:

$$V = \frac{V_i}{\sqrt{\Delta}}.$$



Фиг. 488.

Помимо метода мерной базы для тарировки указателя скорости иногда применяют аэролаг. Аэролаг представляет собою обтекаемое тело с ветрянкой, буксируемое самолетом на тросе длиной 20—40 м. Число оборотов ветрянки пропорционально скорости полета и регистрируется особым суммарным счетчиком оборотов.

Проведение испытаний заключается в полете на любой высоте на разных установившихся режимах полета. Каждый режим продолжается 2—3 мин., причем ведется запись числа оборотов ветрянки по времени, скорости по прибору, высоты и температуры наружного воздуха. Скорость определяется по числу оборотов в минуту ветрянки по тарировочной кривой ее, полученной в аэродинамической трубе, или из ряда полетов на мерной базе. В остальном обработка результатов испытания не отличается от описанной выше при пользовании методом мерной базы. Пользование аэролагом избавляет от необходимости летать на малой высоте для тарировки указателя скорости. Помимо этого, испытание можно проводить при ветре любой силы и направления (лишь бы он не был порывистым).

#### Определение границы высотности мотора при разных оборотах

Границей высотности мотора называют ту высоту, начиная с которой падает давление наддува мотора при работе последнего на полном газе.

Работа, затрачиваемая на адиабатическое сжатие одного килограмма воздуха от давления  $p$  (при температуре  $T$ ) до давления  $p_k$ , равна:

$$L_{ad} = R \frac{k}{k-1} T \left[ \left( \frac{p_k}{p} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] = 102,5 T \left[ \left( \frac{p_k}{p} \right)^{0,286} - 1 \right],$$

где  $R$  — характеристическая постоянная воздуха,  $k$  — коэффициент адиабатического сжатия,  $T$  — абсолютная температура наружного воздуха,  $p$  — давление воздуха у входа в нагнетатель,  $p_k$  — давление наддува.

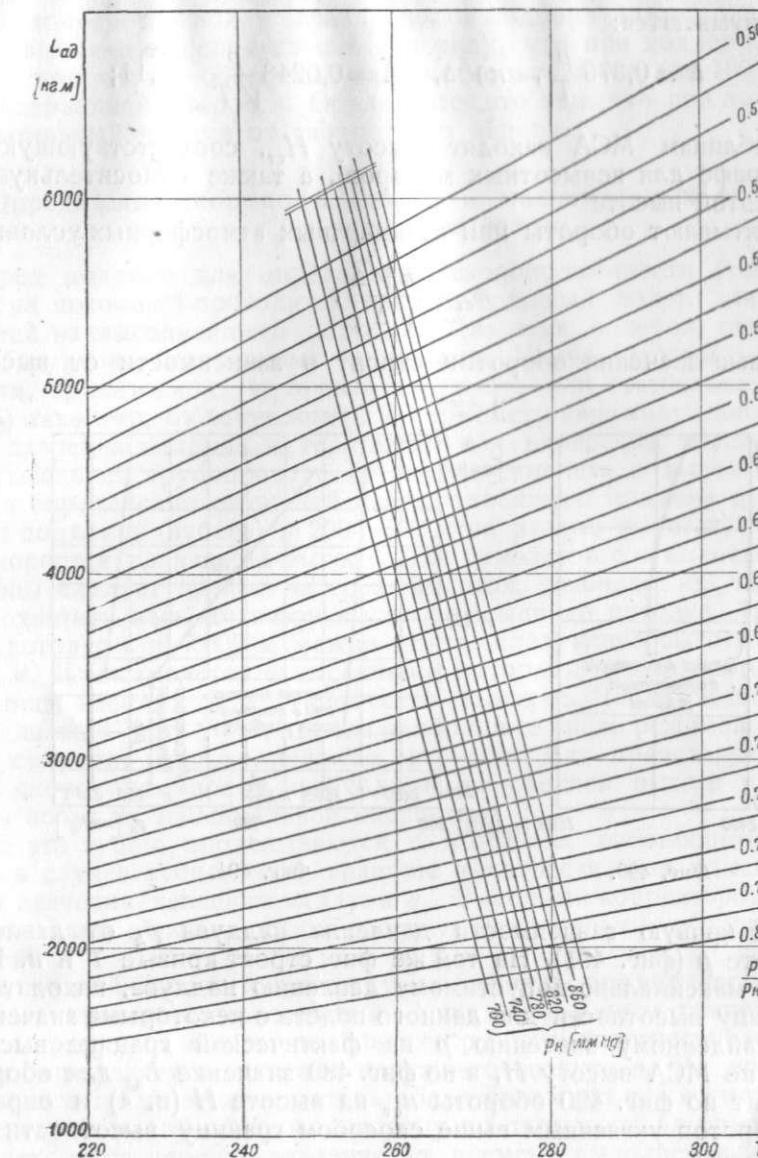
На фиг. 489 представлен соответствующий этой формуле график, дающий зависимость  $L_{ad}$  от  $T$  для разных значений  $\frac{p}{p_k}$ . На нем нанесены кривые стандартных температур для разных значений давления наддува  $p_k$ .

При работе мотора на полном газе, в случае расположения карбюратора за нагнетателем,  $p$  равняется давлению наружного воздуха; при обратном расположении  $p$  равно давлению наружного воздуха, за вычетом перепада давления в карбюраторе.

При обработке полетных испытаний часто приходится решать следующую задачу: из полета определено, что на границе высотности мотора для каких-то значений оборотов  $n_1$  и давления наддува  $p_k$  давление наружного воздуха было  $p_1$ , а температура  $T_1$ ; требуется по этим данным определить границу высотности в стандартных условиях для оборотов  $n_2$ . При помощи фиг. 489 находится  $L_{ad_1}$  для оборотов  $n_1$  по данным  $p_k$ ,  $T_1$  и  $p_1$ . Чтобы найти границу высотности в стандартных условиях при каких-либо других оборотах  $n_2$ , но при том же  $p_k$ , находят  $L_{ad_2}$  по формуле:

$$L_{ad_2} = L_{ad_1} \left( \frac{n_2}{n_1} \right)^2.$$

Зная  $L_{ad_2}$  по фиг. 489, находят значение  $\frac{p_2}{p_k}$  на пересечении с кривой стандартных температур для данного  $p_k$  и, следовательно,  $p_2$ . По таблицам МСА находят по давлению  $p_2$  высоту  $H$  границы высотности для оборотов  $n_2$ . Указанный способ пересчета границы высотности для разных оборотов не учитывает изменение величины дополнительного наддува вследствие скоростного напора.



Фиг. 489.

#### Подбор шага винта

Для современных скоростных самолетов подбор винта ведется обычно для максимальной скорости на границе высотности; при полете на режиме  $V_{max}$  в стандартных атмосферных условиях винт должен давать обороты, равные максимальным оборотам мотора, причем давление наддува  $p_k$  должно равняться максимально-допустимому значению. В случае винта с устанавливаемым на земле шагом или винта с фиксированным шагом делается полет для проверки правильности установки лопастей винта. При этом полете делают горизонтали на максимальной скорости на фактической границе высотности и на двух-трех высотах выше границы высотности с интервалом между ними в 250—300 м. В полете ведется запись оборотов мотора  $n$ , давления наддува  $p_k$ , скорости по прибору  $V_{pr}$ , давления наружного воздуха  $p$  (по альтиметру или барографу) и температуры наружного воздуха  $T$ . Обработка результатов полета ведется следующим образом:

1) подсчитываются:

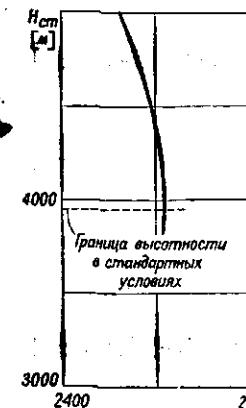
$$\Delta = 0,379 \frac{p}{T}, \quad n\sqrt{\Delta}, \quad A = 0,0248 \frac{p}{VT} - 0,11;$$

2) по таблицам МСА находят высоту  $H_{cr}$ , соответствующую значению  $A$  (по графе для невысотных моторов), а также относительную плотность  $\Delta_{cr}$  на этой высоте;

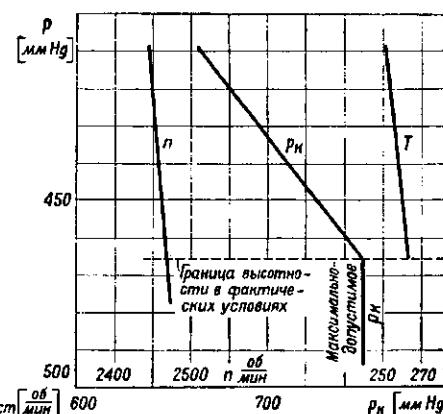
3) подсчитывают обороты при стандартных атмосферных условиях:

$$n_{cr} = \frac{n\sqrt{\Delta}}{\sqrt{\Delta_{cr}}}.$$

Полученные значения оборотов строят в зависимости от высоты  $H_{cr}$  (фиг. 490);



Фиг. 490.



Фиг. 491.

4) строят кривую зависимости давления наддува  $p_k$  от давления на каждой высоте  $p$  (фиг. 491). На той же фиг. строят кривые  $T$  и  $n$ . В точке, где  $p_k$  равно максимально-допустимому давлению наддува, находят фактическую границу высотности для данного полета с некоторыми значениями  $p$ ,  $T$  и  $n$ . По найденному значению  $p$  на фактической границе высотности определяют по МСА высоту  $H$ , а по фиг. 489 значение  $L_{ad}$  для оборотов  $n$ ;

5) находят по фиг. 490 обороты  $n_{cr}$  на высоте  $H$  (п. 4) и определяют для этих оборотов указанным выше способом границу высотности в стандартных условиях.

Если полученное значение оборотов на границе высотности в стандартных условиях не совпадает с максимально-допустимыми значениями оборотов для данного мотора, то необходимо изменить угол установки лопасти. При этом необходимо иметь в виду, что поворот лопасти на  $1^\circ$  дает, в среднем, изменение на 60–80 оборотов винта в минуту. При полетах для подбора угла установки лопастей винта вес самолета должен быть равен полетному весу с нормальной нагрузкой.

Лопасти винтов с изменяемым в полете шагом типа Гамильтон-Стандарт можно в полете устанавливать в двух положениях. Установка лопастей с большим углом производится для полета на максимальной скорости на границе высотности, а подбор его ведется так же, как и винта с регулируемым на земле шагом. Установка малого угла лопастей производится (в зависимости от назначения самолета) либо исходя из условий взлета, либо с таким расчетом, чтобы наивыгоднейший подъем на границе высотности имел бы место при оборотах, равных максимально-допустимым для данного мотора. Для дистанционных самолетов обычно подбирают малый угол, исходя из условий взлета.

При проверке в полете правильности подбора винта для подъема на границе высотности, следует иметь в виду, что при подъеме граница высотности при тех же оборотах будет несколько ниже (на 100–200 м), чем при максимальной скорости. Объясняется это тем, что при подъеме меньше дополнительный наддув от скоростного напора.

### Определение скороподъемности и максимальных скоростей на разных высотах

Перед полетом для определения скороподъемности (так называемый "полет на потолок") проводится предварительный полет для определения скоростей наивыгоднейшего подъема. Для этих полетов самолет должен быть оборудован следующими приборами: 1) два барографа, 2) указатель скорости, 3) статоскоп, 4) точный альтиметр или статоскопический альтиметр, 5) тахометр, 6) секундомер, 7) термометр наружного воздуха и 8) указатель давления наддува и термометр для измерения температуры смеси во всасывающем трубопроводе (в случае самолета с высотным мотором).

Для определения скоростей наивыгоднейшего подъема нужно произвести ряд подъемов (зубцов) в 200–300 м на разных высотах, на всем диапазоне скоростей на каждой высоте. Для самолетов с невысотными моторами эти зубцы следует делать на трех высотах, выбирая их таким образом, чтобы охватить весь диапазон высот от земли до потолка. Так, для самолета с потолком в 7000 м можно взять следующие высоты: 1500, 3500 и 6000 м. Для самолетов с высотными моторами нужно брать одну высоту до границы высотности и 2–3 высоты — выше ее. Число режимов на каждой высоте должно быть 6–8, причем наибольшее число режимов следует брать вблизи скорости наивыгоднейшего подъема. Для правильного проведения кривой скороподъемности необходимо на средней высоте каждого зубца сделать полет на максимальной скорости.

Все эти зубцы проделываются с моторами, работающими на полном газе, а в случае зубцов ниже границы высотности — на максимально-допустимом значении давления наддува  $p_k$ . Высотным корректором нужно пользоваться таким образом, чтобы получить максимальные обороты для данной скорости.

На средней высоте каждого зубца следует проделывать горизонтальный полет продолжительностью 2–3 мин. для записи температуры  $T$  наружного воздуха и высоты по альтиметру или барографу, по тарировкам которых определяется давление наружного воздуха  $p$ . Во время выполнения каждого зубца ведется запись оборотов мотора  $n$ , скорости по прибору  $V_{np}$ , перепада высоты  $\delta H$ , по которому по тарировке альтиметра или барографа находится перепад давления  $\delta p$ , времени выполнения зубца  $\delta t$  и давления наддува  $p_k$ .

Обработка результатов испытаний на каждой высоте производится следующим образом:

1) определяется относительная плотность на средней высоте зубца:

$$\Delta = 0,379 \frac{p}{T};$$

2) подсчитывается скороподъемность:

$$V_v = \frac{11,1 \delta p}{\Delta \delta t};$$

3) по таблицам МСА находится по давлению  $p$  высота  $H$  (можно высоту  $H$  брать по альтиметру). После построения кривой скороподъемности  $V_v$  в зависимости от  $V_{np}$  для каждой высоты (фиг. 492) находится по ней значение скорости  $V_{np}$ , соответствующее наибольшей скороподъемности, и строится кривая  $V_{np} = f(H)$  (фиг. 493). Для самолетов с высотным мото-

ром наивыгоднейшая скорость подъема  $V_{np}$  почти постоянна от земли до границы высотности, а, следовательно, кривая  $V_{np} = f(H)$  строится следующим образом. Через точки, полученные из зубцов выше границы высотности, проводится кривая до пересечения с прямой, параллельной оси  $H$  и проходящей через точку, найденную из зубцов ниже границы высотности (фиг. 493). Для полета на потолок по кривой фиг. 493 составляется таблица, в которой указывается, какую летчик должен держать скорость набора по прибору на высотах 0; 1000; 2000 м и т. д. О высоте полета летчик судит по альтиметру с закрепленной шкалой, установленной таким образом, что стрелка прибора становится на нуль при давлении  $p = 760 \text{ mm Hg}$ . При отсутствии альтиметра с закрепленной шкалой и пользовании обычным альтиметром стрелку его на земле перед полетом следует установить на высоту, соответствующую по МСА давлению на земле.

Следует указать, что в среднем при полете на потолок (кроме высот ниже границы высотности) скорость по прибору следует уменьшать на 5 км/ч на каждые 1000 м высоты. Грубо можно считать, что скорость наивыгоднейшего подъема равна:

$$V_{n-p} = V_{\text{пос}} + \frac{1}{3} (V_{\text{макс}} - V_{\text{пос}}),$$

где  $V_{\text{макс}}$  — максимальная скорость при горизонтальном полете,  $V_{\text{пос}}$  — посадочная скорость.

Во время полета на потолок делаются следующие записи, обычно через каждые 500 м высоты:  $V_n$ ,  $n$ ,  $p_k$ ,  $T$ . Максимальная высота, до которой делают набор высоты, соответствует обычно практическому потолку, т. е.

той высоте, на которой скороподъемность самолета равна 0,5 м/с.

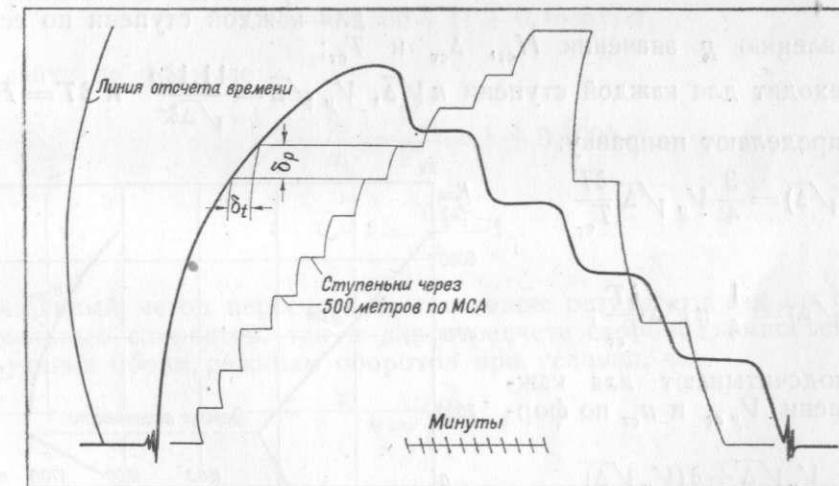
При полете на потолок необходимо ниже границы высотности поддерживать  $p_k = \text{const.}$ , равное максимально-допустимому значению. В случае наличия автоматического регулятора, поддерживающего  $p_k = \text{const.}$ , следует перед началом полета проверить правильность его регулировки. Если регулятор отсутствует, необходимо предварительно провести тарировку ука-

зателей наддува и отметить на шкале деления, соответствующие максимально-допустимому значению  $p_k$ .

При полете на потолок на самолете с высотным мотором наблюдатель должен отметить момент начала падения давления наддува и записать при этом  $H$  (по альтиметру),  $n$  и  $T$ .

После достижения практического потолка проделываются обычно горизонтальные площадки на разных высотах (через 1000 м) на максимальной скорости. Продолжительность каждой такой площадки не менее 2—3 мин. Летчик на площадке ведет самолет по статоскопу или вариометру. Наблюдатель делает отсчеты в конце площадки, когда режим уже полностью установлен. Для более точного определения  $V_{\text{макс}}$  на границе высотности следует сделать две дополнительные площадки — одну на 300 м выше, другую на 300 м ниже границы высотности. Во время площадок делаются следующие записи:  $H$ ,  $V_{np}$ ,  $n$ ,  $p_k$  и  $T$  и температура смеси  $T_k$ .

Перед полетом тарируют барограф в барокамере или при помощи прибора Гарфа, причем тарировка производится на той же ленте, которая применялась в полете. Тарировку следует проводить, примерно, через каждые 500 м высоты по МСА. Продолжая площадки, записанные при тарировке, до пересечения с записью барографа при наборе высоты, находят точки, в которых давление наружного воздуха было равно давлению в барокамере при записи соответствующей площадки. Барограмма при этом будет разбита на ряд ступенек (фиг. 494). Путем прогонки барографа на 10 мин. с отметкой через каждую минуту находится масштаб времени. После этого определяется время  $\delta t$  набора высоты на каждой ступеньке. Обработка результатов полета самолета с невысотным мотором или с высотным мотором, но выше границы высотности, производится следующим образом:



Фиг. 494.

1) по записям в полете и по тарировочным кривым приборов находится давление наружного воздуха  $p$  и строятся кривые  $T$ ,  $p_k$  и  $n$  в зависимости от  $p$  (фиг. 495);

2) для каждой ступеньки барографа находится среднее давление  $p$ , перепад давления на ступеньке  $\Delta p$  и время ступеньки  $\delta t$  (в с);

3) для каждой ступеньки по ее среднему давлению  $p$  определяется  $T$ ,  $n$ ,  $\Delta = 0,379 \frac{p}{T}$  и коэффициент  $A = 0,0248 \frac{p}{\sqrt{T}} - 0,11$ ;

4) по таблицам МСА для каждой ступеньки по коэффициенту  $A$  (пографе для невысотных моторов) отыскивается высота  $H_{ct}$  и соответствующая ей относительная плотность  $\Delta_{ct}$ ;

5) находят  $V_{y ct}$  и  $n_{ct}$  по формулам:

$$V_{y ct} = \frac{11,12p}{\sqrt{\Delta \cdot \Delta_{ct} \delta t}} \quad \text{и} \quad n_{ct} = \frac{n \sqrt{\Delta}}{\Delta_{ct}}$$

Затем строят кривые скороподъемности  $V_{y ct}$  и оборотов при подъеме  $n_{ct}$  по высоте  $H_{ct}$  (фиг. 496). Для невысотных моторов обработка полета на скороподъемность этим заканчивается.

Для высотных моторов по фиг. 495 определяют  $p$ ,  $T$  и  $n$  на фактической границе высотности, т. е. в той точке, где  $p_k$  начинает падать. Затем находят границу высотности в стандартных условиях для оборотов  $n_{ct}$ .

После этого переходят к обработке данных ниже границы высотности, причем обработка сначала идет так же, как и для невысотных моторов или высотных моторов, но выше границы высотности (пп. 1—3), после чего:

4) находят по таблицам МСА для каждой ступени по ее среднему давлению  $p$  значения  $H_{ct}$ ,  $\Delta_{ct}$  и  $T_{ct}$ ;

5) находят для каждой ступени  $n \sqrt{\Delta}$ ,  $V_y \sqrt{\Delta} = \frac{11,12p}{\sqrt{\Delta \delta t}}$  и  $\delta T = T - T_{ct}$ ;

6) определяют поправку:

$$\delta(V_y \sqrt{\Delta}) = \frac{3}{4} V_y \sqrt{\Delta} \frac{\delta T}{T_{ct}}$$

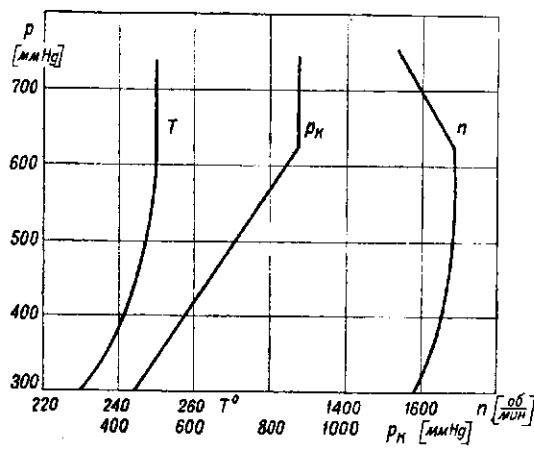
$$\text{и} \quad \delta(n \sqrt{\Delta}) = \frac{1}{4} n \sqrt{\Delta} \frac{\delta T}{T_{ct}}$$

7) подсчитывают для каждой ступени  $V_{y ct}$  и  $n_{ct}$  по формулам:

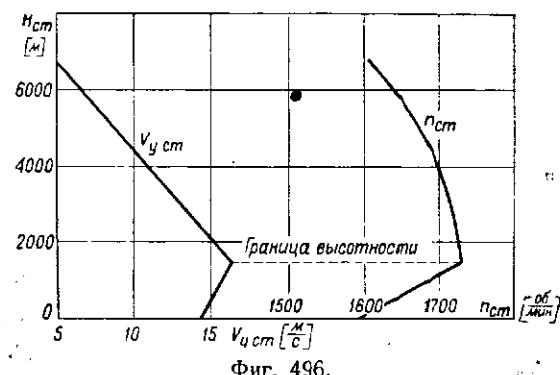
$$V_{y ct} = \frac{V_y \sqrt{\Delta} + \delta(V_y \sqrt{\Delta})}{\sqrt{\Delta_{ct}}}$$

$$\text{и} \quad n_{ct} = \frac{n \sqrt{\Delta} + \delta(n \sqrt{\Delta})}{\sqrt{\Delta_{ct}}}$$

Затем строят кривые  $V_{y ct}$  и  $n_{ct}$  ниже границы высотности по высоте  $H_{ct}$  (фиг. 496). В случае некоторого несовпадения верхних и нижних ветвей кривых на определенной выше границе высотности, его устраниют, несколько изменяя кривые в пределах небольшого разброса точек, имеющего всегда место.



Фиг. 495.



Фиг. 496.

По кривой  $V_{y ct} = f(H_{ct})$  находят указанным в аэродинамическом расчете методом барограмму полета в стандартных условиях. Барограмму доводят до практического потолка, за который принимают высоту, на которой  $V_{y ct} = 0,5 \text{ м/с}$ .

Обработка максимальных скоростей и соответствующих им оборотов по записям на площадках ведется аналогично обработке полета на скороподъемность, причем выше границы высотности

$$V_{ct} = \frac{V_u}{\sqrt{\Delta_{ct}}},$$

а ниже границы высотности:

$$V_{ct} = \frac{V_u + \delta V_u}{\sqrt{\Delta_{ct}}},$$

где

$$\delta V_u = \frac{1}{4} V_u \frac{\delta T}{T_{ct}}.$$

Следует иметь в виду, что граница высотности для максимальных скоростей обычно на 400—600 м выше, чем для подъема, так как обороты, соответствующие  $V_{max}$ , выше оборотов, соответствующих наивыгоднейшему подъему.

Если полеты были произведены при весе  $G_1$  и необходимо полученные данные пересчитать на какой-нибудь другой вес  $G_2$ , то с достаточной для целей практики точностью можно пересчет для самолетов с невысотными моторами или с высотными моторами, но выше границы высотности, вести следующим образом. Пусть скорость, обороты и скороподъемность на какой-либо высоте  $H_1$  для веса  $G_1$  будут  $V_1$ ,  $n_1$  и  $V_{y1}$ . Тогда для веса  $G_2$  скорость  $V_2$ , обороты  $n_2$  и скороподъемность  $V_{y2}$  на высоте:

$$H_2 = -8150k + (1 + 0,1835k)H_1$$

легко найти по формуле:

$$\frac{V_2}{V_1} = \frac{n_2}{n_1} = \frac{V_{y2}}{V_{y1}} = 1 + 0,109k,$$

где

$$k = \frac{G_2}{G_1} - 1.$$

Указанный метод пересчета дает хорошие результаты как для пересчета максимальных скоростей, так и для пересчета скороподъемностей и соответствующих обоим режимам оборотов при условии, что

$$k = \frac{G_2}{G_1} - 1$$

по абсолютной величине не больше 0,2.

#### Снятие поляры самолета в полете

Для снятия поляры самолета в полете самолет должен быть оборудован следующими приборами: 1) указатель скорости, 2) альтиметр, барограф, статоскопический альтиметр или самописец углов траектории полета, 3) термометр для измерения температуры наружного воздуха, 4) продольный уклономер, 5) секундомер.

Чтобы исключить влияние обдувки крыльев струей винта и получить поляру самолета как планера, снятие поляры в полете производится с помощью установившихся планирований на разных скоростях с выключенным

или работающим на малом газе мотором, обороты которого устанавливаются таким образом, чтобы получить нулевую тягу винта. Полеты следует совершать в хорошую погоду, обращая особое внимание на отсутствие вертикальных потоков. Планирования следует проводить на всем возможном диапазоне скоростей самолета, по два планирования на каждой скорости, проходя через 10—15 км/ч на малых скоростях и через 20—40 км/ч на больших скоростях (малых углах атаки). Продолжительность установившейся части каждого планирования должна быть не менее 40 с. Колебания в скорости не должны превосходить  $\pm 2$  км/ч.

Во время каждого планирования записываются показания всех приборов, перепад высоты  $\Delta H$ , по которому по тарировке альтиметра или барографа находится перепад давления  $\Delta p$ , время выполнения планирования  $\Delta t$ , определяется полетный вес. При полете на нескольких высотах делаются площадки для записи температуры наружного воздуха  $T$ , а по построенной кривой  $T=f(H)$  и по средней высоте каждого планирования определяют температуру на ней.

Обработка результатов испытания проводится следующим образом:

1) определяется относительная плотность на средней высоте каждого планирования  $\Delta = 0,379 \frac{p}{T}$ , где  $p$  — давление наружного воздуха на средней высоте планирования — находится по полетным записям и по тарировке альтиметра;

2) по тарировке указателя скорости и по записи  $V_{\text{пп}}$  находят  $V_{\text{и}} \left[ \frac{\text{км}}{\text{ч}} \right]$  и истинную скорость планирования:

$$V = \frac{V_{\text{и}}}{\sqrt{\Delta}};$$

3) по формуле  $V_y = \frac{11,1 \Delta p}{\Delta \Delta t} \left[ \frac{\text{м}}{\text{с}} \right]$  находят скорость снижения ( $V_y$  при планированиях отрицательно, так как отрицательно  $\Delta p$ );

4) определяют  $\sin \theta = \frac{3,6 V_y}{V}$ , а по  $\sin \theta$  определяют угол планирования  $\theta$ ;

5) по тарировке уклонометра и по записи в полете определяют угол наклона самолета  $\varphi$ , а затем угол атаки:

$$\alpha = \varphi - \theta;$$

6) определяют коэффициент подъемной силы по формуле:

$$c_y = \frac{2 \cdot 3,6^2 G \cos \theta}{\rho_0 S V_{\text{и}}^2};$$

7) определяют коэффициент лобового сопротивления:

$$c_x = c'_x + \delta c_x = - \frac{2 \cdot 3,6^2 G \sin \theta}{\rho_0 S V_{\text{и}}^2} + \delta c_x,$$

где  $\delta c_x = \frac{2 \cdot 3,6^2 P}{\rho_0 S V_{\text{и}}^2}$ , а  $P$  — тяга винта (или сопротивление со знаком минус).

В случае планирований с остановленным винтом  $\delta c_x$  можно определить по формуле:

$$\delta c_x = c_{x\text{в}} \frac{i S_e}{S},$$

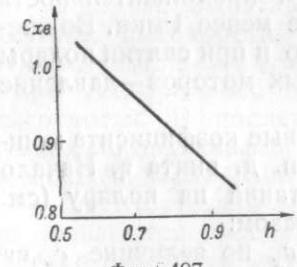
где  $i$  — число лопастей,  $S_e$  — развернутая площадь лопасти, включая втулку,  $S$  — площадь крыльев самолета, а  $c_{x\text{в}}$  определяется по фиг. 497 в зависимости от относительного шага  $h$  на относительном радиусе  $r = 0,75$ .

В связи с затруднениями с остановкой и запуском мотора в воздухе на многомоторных самолетах, а также на одномоторных в зимнее время, планирования часто производят с вращающимися винтами, причем режим работы винта подбирается на каждом планировании так, чтобы винт давал нулевую тягу. Для определения этого режима работы винта чаще всего пользуются «интегратором давлений». Интегратор давлений, представляющий собою полую трубу с рядом отверстий, или небольших трубок, помещается непосредственно за винтом отверстиями навстречу потоку (фиг. 498). Разность давлений внутри интегратора и полного напора перед винтом, помноженная на ометаемую винтом площадь, равна приближенно тяге винта. На основании опытов в трубе с рядом интеграторов можно рекомендовать следующую расстановку трубок по интегратору вдоль радиуса винта:

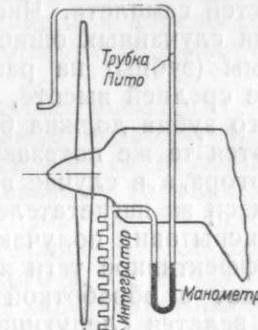
№ трубок	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$r$	0,95	0,9	0,84	0,78	0,72	0,613	0,495	0,395	0,26

Показания интегратора зависят от его расположения на самолете. Желательно, на основании опытов, в трубе устанавливать интегратор по тому радиусу винта, поле скоростей вдоль которого будет совпадать со средним полем всего винта.

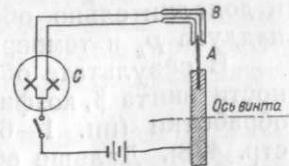
Расстояние интегратора от винта имеет второстепенное значение. Обычно интегратор устанавливают на расстоянии  $0,05 D$  от задней кромки винта.



Фиг. 497.



Фиг. 498.



Фиг. 499.

Разность давлений замеряется при помощи жидкостного U-образного манометра, одна трубка которого соединена с интегратором, а другая — с насадком полного напора трубки Пито, служащей для измерения скорости полета. При планировании следует регулировать обороты мотора до тех пор, пока разность давлений по манометру интегратора не станет равной нулю. В этом случае винт не дает ни тяги, ни сопротивления, и  $\delta c_x = 0$ . В случае, если при планировании разность давлений по манометру не была равна нулю, следует подсчитать:

$$\delta c_x = \frac{2 h \gamma F \cdot 3,6^2}{\rho_0 S V_{\text{и}}^2},$$

где  $h$  — разность уровней по манометру (положительная, если винт давал тягу),  $\gamma$  — вес 1 объема жидкости в манометре, а  $F = \frac{\pi D^2}{4}$  — ометаемая винтом площадь.

Работа интеграторов до сих пор мало изучена и к их показаниям следует относиться с осторожностью. Другим средством для подбора режима нулевой тяги вращающегося винта является специальный указатель, принцип работы которого основан на использовании продольного люфта коленчатого вала некоторых типов моторов. Схема такого указателя дана на фиг. 499. При наличии тяги или сопротивления винта пластинка  $A$  будет касаться того или другого контакта  $B$ , и, вследствие замыкания цепи, будет зажигаться одна из лампочек  $C$ . При наличии нулевой тяги обе лампочки будут мигать одновременно или обе не будут гореть. При пользовании указателем этого типа нужно вводить поправку на вес винта, коленчатого вала и части шатунов.

Для эксплуатационных целей иногда определяют поляру самолета при моторах, работающих на малом газе. В этом случае желательно при всех испытаниях сектор газа ставить в одно и то же положение. Иногда обороты мотора подбирают так, чтобы получить определенное значение  $\frac{V}{n}$ , близкое по расчету винта к режиму нулевой тяги.

### Снятие характеристик винтов

Для определения характеристики винта самолет должен быть оборудован теми же приборами, что и для снятия поляры, и дополнительно к ним:

- 1) тахометром или счетчиком оборотов, 2) указателем давления наддува и 3) термометром смеси за нагнетателем (два последних только для высотных моторов).

Как и при снятии поляры, полет следует совершать только в хорошую погоду при отсутствии вертикальных токов. Определение характеристик винта производится на установившихся подъемах на полном газе на всем возможном диапазоне скоростей самолета. Число режимов желательно не менее 15—20. Для избежания случайных ошибок лучше испытание проводить в два полета. Подъемы (зубцы) на разных скоростях желательно делать при одной и той же средней высоте, причем продолжительность установившейся части каждого зубца должна быть не менее 1 мин. Во время каждого зубца записываются те же показания, что и при снятии поляры и дополнительно обороты мотора, а в случае высотных моторов—давление наддува  $p_k$  и температуры смеси за нагнетателем  $T_k$ .

В результате обработки испытаний получают кривые коэффициента мощности винта  $\beta$ , коэффициента эффективной тяги  $\alpha$  и к. п. д. винта  $\eta$ . Начало обработки (пп. 1—6) совпадает с обработкой испытаний на поляре (см. стр. 478). Дальше обработка ведется следующим образом:

7) по поляре самолета из планирований находят  $c_x$  по величине  $c_y$  на данном зубце;

8) определяют  $\alpha$  по формуле:

$$\alpha = \frac{\frac{1}{3,6^2} c_x \rho_0 S V_{\text{н}}^2 + 2 G \sin \theta}{2 \Delta \rho_0 n_c^2 D^4},$$

где  $n_c$  — число оборотов в секунду, а  $D$  — диаметр винта в м;

9) по полетным записям  $n$ ,  $p_k$ ,  $T_k$ ,  $p$  и  $T$ , пользуясь данными испытаний мотора на станке, находят одним из принятых методов мощность мотора на данном режиме подъема  $N$ ;

10)  $\beta$  определяется по формуле:

$$\beta = \frac{75 N}{\Delta \rho_0 n_c^3 D^5},$$

11) относительная поступь винта  $\lambda$  определяется по формуле:

$$\lambda = \frac{V}{3,6 \pi n_c D},$$

а к. п. д. винта по формуле:

$$\eta = \frac{\alpha}{\beta} \lambda.$$

Следует иметь в виду, что определенные подобным образом коэффициенты  $\alpha$  и  $\beta$  являются эффективными, так как при подсчете тяги находилась эффективная тяга, т. е. тяга по валу за вычетом дополнительного сопротивления из-за обдувки. Получить тягу по валу в полете можно при помощи динамометрической втулки или, приближенно, при помощи интеграторов.

Снятие характеристик винтов на многомоторных самолетах производится так же, как и на одномоторном. Эффективную тягу приходится в этом случае определять как среднеарифметическую для всех винтов.

В случае невысотного мотора мощность его на данном режиме определяется по внешней характеристике мотора, полученной из испытаний на станке. Влияние высоты полета на мощность определяется, как и в аэродинамическом расчете, по формуле:

$$N = N_0 A,$$

где  $N$  и  $N_0$  — мощность на высоте и на уровне моря при одинаковом числе оборотов, а

$$A = 0,0248 \frac{p}{VT} - 0,11.$$

Так как эта формула дает достаточно хорошие результаты только для небольших высот, то испытания для определения характеристик винтов на невысотных моторах и нужно вести не выше 4000—5000 м (лучше 1500—2000 м).

В случае высотных моторов испытания желательно проводить выше границы высотности, так как в этом случае можно делать подъемы на полном газе. Если это представляется неудобным (например, из-за отсутствия кислородного оборудования), то испытания проводят ниже границы высотности. В последнем случае необходимо следить, чтобы при всех зубцах поддерживалось постоянное  $p_k$ . Для подсчета мощности применяют обычно формулу Дмитриевского<sup>5</sup>.

При отсутствии внешней характеристики мотора из испытаний на станке пользуются иногда характеристикой моторов фирмы для данного типа. Однако мощности моторов одной и той же серии отличаются, по опытным данным, до 5%; поэтому пользоваться характеристикой мотора фирмы следует только в том случае, если необходимо провести сравнительные испытания нескольких винтов на одном и том же моторе.

В тех случаях, когда необходима лишь сравнительная оценка нескольких винтов, а не полные характеристики их, проводят испытание самолета с одним и тем же весом для определения основных летных данных с этими винтами (максимальная скорость и скороподъемность по высотам).

### Снятие характеристик продольной статической устойчивости

Для определения характеристик статической устойчивости самолета на планировании в горизонтальном полете или полете с мотором, работающим на полном газе, необходимо получить из полета балансировочные кривые для нескольких положений центра тяжести самолета при постоянном положении стабилизатора или триммера руля высоты и зажатой ручке. Характер балансировочных кривых может меняться в зависимости от сте-

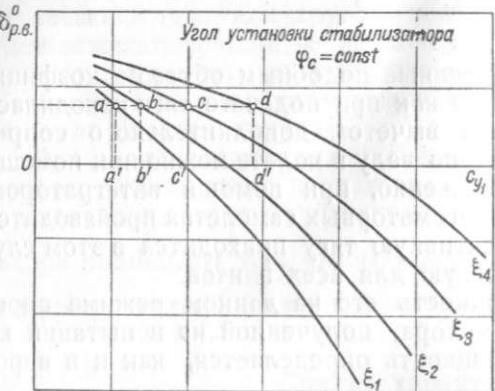
пени статической устойчивости самолета. Они могут иметь вид, указанный на фиг. 500 (для устойчивого самолета) и 501 (для неустойчивого самолета).

Для получения балансировочных кривых в полете требуется следующие измерения: 1) угла отклонения руля  $\delta_{p.v}$ , 2) скорости полета  $V_{\text{пр}}$ , 3) угла хорды крыла с горизонтом  $\varphi$  по продольному уклономеру, 4) высоты по альтиметру  $H$  и 5) температуры наружного воздуха  $T$ . Все измерения производятся на установленном режиме.

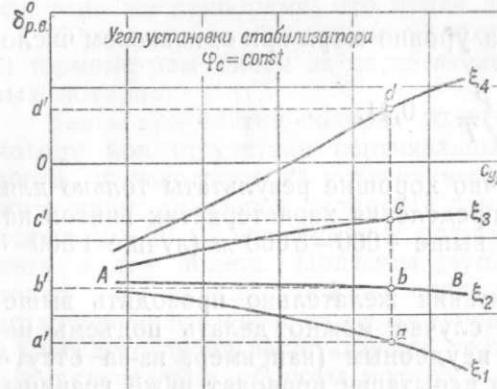
При принятой системе координат знаки моментов и углов отклонения рулей берутся такими, как указано на фиг. 502.

Величина  $c_{y_1}$  крыла, отложенная по оси абсцисс на фиг. 500 и 501, определяется по формуле:

$$c_{y_1} = \frac{2 \cdot 3,6^2 G \cos \varphi}{\rho_0 S V_{\text{пр}}}$$



Фиг. 500.



Фиг. 501.

При полете с данной центровкой на всем диапазоне скоростей суммарный момент, действующий на самолет, был равен нулю, и каждому режиму самолета при данной центровке соответствовало определенное значение  $\delta_{p.v}$ . Для изменения режима самолета при постоянном значении  $\delta_{p.v}$  требуется некоторый момент  $Ga \cos \varphi$  (фиг. 502), который легко подсчитать, зная  $G$  — вес самолета в кг,  $a$  — смещение центра тяжести от исходного положения вдоль хорды крыла в м и  $\varphi$  — угол между хордой крыла и горизонтом, определяемый продольным уклоном. При закрепленном руле смещение центра тяжести естественно вызывает и изменение режима полета. Возникающий вследствие этого аэродинамический момент

$$M_z = C_{mz} \frac{\rho_0 S V_{\text{пр}}^2 b}{2 \cdot 3,6^2}$$

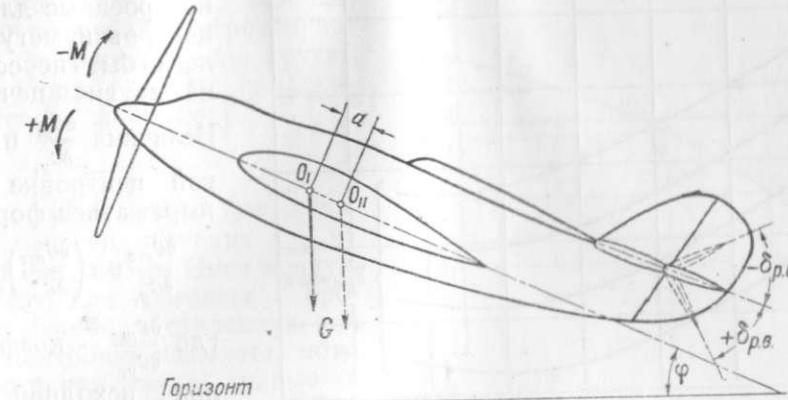
уравновешивает момент  $Ga \cos \varphi$ .

В случае устойчивой машины построение кривых  $c_{mz}$  в функции  $c_{y_1}$  для выбранного центра тяжести самолета сводится к тому, что при постоянном значении  $\delta_{p.v}$  по фиг. 500 определяют значения  $c_{y_1}$  при разных центрах тяжести и подсчитывают  $c_{mz}$  по формуле:

$$c_{mz} = \frac{a}{b} c_{y_1} = \xi c_{y_1}$$

где  $c_{mz}$  — коэффициент аэродинамического суммарного момента, действующего на самолет,  $\xi$  — смещение центра тяжести от исходного в долях хорды крыла.

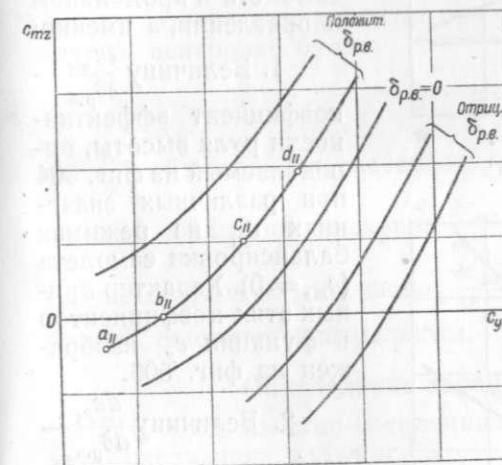
Для балансировочной кривой, например,  $\xi_2$  (фиг. 500), соответствующей исходной центровке самолета,  $c_{mz}$  обращается в нуль, так как  $\xi = 0$ .



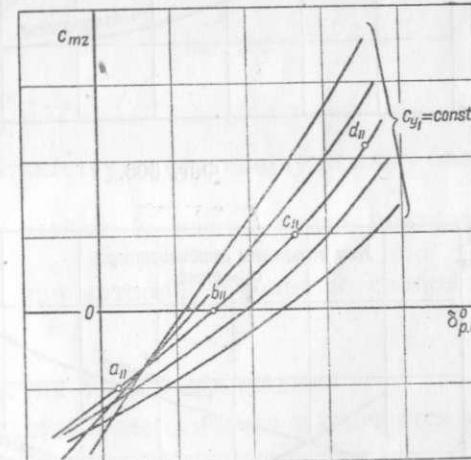
Фиг. 502.

На фиг. 503 точке  $b$  кривой  $\xi_2$  (фиг. 500) будет соответствовать точка  $b_{II}$ . Подсчет  $c_{mz}$  для других значений  $c_{y_1}$  при том же  $\delta_{p.v}$  делается по формуле  $c_{mz} = \xi c_{y_1}$  и значения  $c_{mz}$  и  $c_{y_1}$  наносятся на фиг. 503.

Если балансировочные кривые имеют характер изображенных на фиг. 501 кривых, то для построения  $c_{mz}$  в функции  $c_{y_1}$  требуется вспомо-



Фиг. 503.

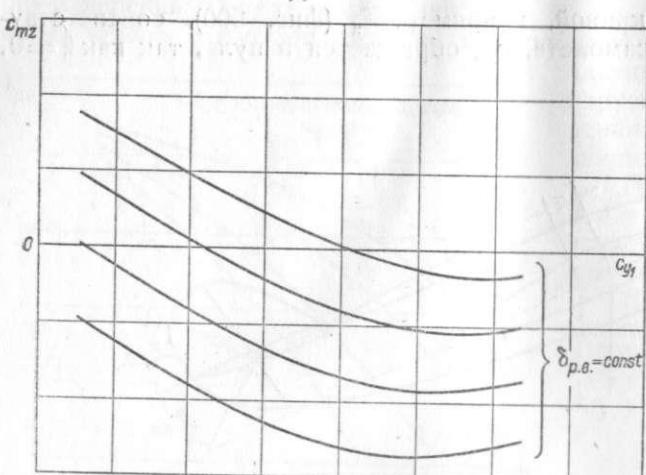


Фиг. 504.

гательный график. Пучок балансировочных кривых (фиг. 501) пересекается прямыми, параллельными оси ординат при значениях  $c_{y_1} = 0,1; 0,2; 0,3$  и т. д. и по формуле  $c_{mz} = \xi c_{y_1}$  определяются значения  $c_{mz}$  в функции  $\delta_{p.v}$  для постоянных значений  $c_{y_1}$ . Получается график (фиг. 504), который легко может быть перестроен в график нормального вида.

Кривые  $c_{mz}$  в функции  $c_{y_1}$  (фиг. 505), построенные таким способом для одной из центровок, могут быть пересчитаны на любую другую центровку. Для этого величины  $c_{mz}$  на фиг. 503 на всех кривых должны быть увеличены или уменьшены на величину  $\xi c_{y_1}$ .

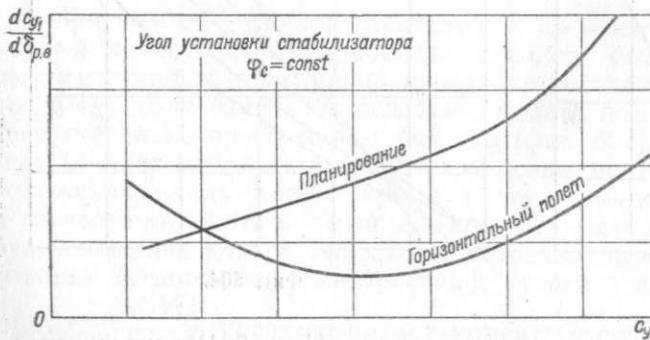
Пользуясь кривыми  $c_{mz}$  в функции  $c_{y_1}$ , можно обычными способами построить кривые  $\frac{dc_{mz}}{dc_{y_1}}$ , характеризующие статическую устойчивость.



Фиг. 505.



Фиг. 506.



Фиг. 507.

ния коэффициента чувствительности изображены на фиг. 507.

Все вышеизложенное относилось к случаю, когда ручка пилота зажата. Если самолет устойчив на всем диапазоне центровок и допускает полет с брошенной ручкой, то можно получить кривые статической устойчивости и при свободном руле. Для этого нужно лишь получить балансировочную кривую при брошенной ручке, причем, как и раньше, изменение режимов

Кривые коэффициентов  $\frac{dc_{mz}}{dc_{y_1}}$  в функции  $c_{y_1}$ , построенные для одной центровки, могут также легко быть пересчитаны на другие центровки. Величина  $\frac{dc_{mz}}{dc_{y_1}}$  при другой центровке будет выражаться формулой:

$$\frac{dc_{mz}}{dc_{y_1}} = \left( \frac{dc_{mz}}{dc_{y_1}} \right) + \xi,$$

где  $\frac{dc_{mz}}{dc_{y_1}}$  — коэффициент при исходной центровке.

Материал, полученный в результате полетов на определение статической устойчивости, позволяет попутно получить еще величины, характеризующие управляемость самолета в продольном направлении, а именно:

1. Величину  $\frac{dc_{mz}}{dc_{p.v.}}$  — коэффициент эффективности руля высоты, определяемый из фиг. 504 при различных значениях  $c_{y_1}$  на режимах балансировки самолета ( $c_{mz}=0$ ). Характер кривых этих коэффициентов в функции  $c_{y_1}$  изображен на фиг. 506.

2. Величину  $\frac{dc_{y_1}}{dc_{p.v.}}$  — коэффициент чувствительности руля высоты, который можно также определить прямо из балансировочных кривых. Кривые измене-

достиается изменением центра тяжести. На балансировочной кривой (фиг. 508, а) наносятся координаты центров тяжести.

Приняв одну из центровок самолета за исходную и положив для этой центровки  $\xi=0$ , а следовательно, и  $c_{mz}=\xi c_{y_1}=0$ , находят точку пересечения кривой  $c_{mz}=f(c_{y_1})$  при брошенной ручке с осью абсцисс. Это сделать легко, так как  $c_{y_1}$  при выбранной исходной центровке известен. Значения  $c_{mz}$  для других точек кривой  $c_{mz}=f(c_{y_1})$  подсчитываются по формуле:

$$c_{mz} = \xi c_{y_1}.$$

Пользуясь кривой фиг. 508, а, можно нанести значения  $\delta_{p.v.}$  на кривую фиг. 508, б. Имея кривую  $c_{mz}=f(c_{y_1})$  для самолета с брошенной ручкой, построенную для одной центровки самолета, можно построить такие кривые и для других любых центровок. Для этого значения  $c_{mz}$  на фиг. 508, б должны быть изменены на величину  $\xi c_{y_1}$ .

Касательная  $ab$  к кривой  $c_{mz}=f(c_{y_1})$  при  $c_{mz}=0$  определяет коэффициент  $\frac{dc_{mz}}{dc_{y_1}}$ , характеризующий устойчивость самолета со свободным рулем высоты. Величина этого коэффициента при другой центровке будет:

$$\mu = \frac{dc_{mz}}{dc_{y_1}} + \xi,$$

где  $\frac{dc_{mz}}{dc_{y_1}}$  берется для значения  $c_{y_1}$ , соответствующего новому режиму балансировки. Построив значения  $\frac{dc_{mz}}{dc_{y_1}}$  для разных  $\xi$ , можно найти центровку, соответствующую значению  $\frac{dc_{mz}}{dc_{y_1}}=0$ , при которой самолет со свободным рулем становится нейтральным.

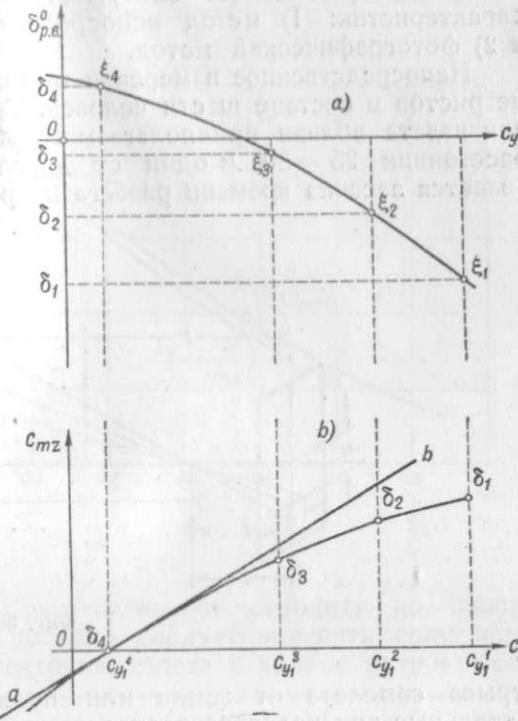
#### Определение характеристик взлета и посадки

Изучение взлетно-посадочных характеристик самолета заключается в замере следующих величин:

- 1) длина разбега,
- 2) время разбега,
- 3) расстояние от старта, необходимое для набора 20 м высоты,
- 4) длина послепосадочного пробега с тормозами и без них,
- 5) взлетная и посадочная скорости.

Все результаты измерений принято приводить к стандартным условиям на уровне моря и к штилю. Испытания следует производить при слабом ветре, ни в коем случае не больше 5 м/с.

На результаты испытаний оказывают значительное влияние два фактора, мало поддающиеся учету: состояние и тип покрытия аэродрома и манера пилотирования. При различных типах взлета длина и время разбега и расстояние, необходимое для набора 20 м высоты, довольно значительно расходятся.

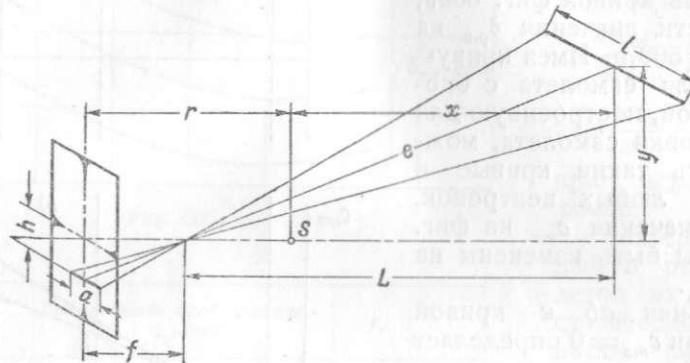


Фиг. 508.

Вследствие этого желательно, для исключения личного фактора, проводить замеры характеристик взлета с двумя или тремя разными пилотами, делая не менее пяти замеров с каждым из них. Так как характеристики взлета на колесах и на лыжах значительно отличаются друг от друга, то следует проводить испытания для обоих случаев.

У нас применяются следующие способы замера взлетно-посадочных характеристик: 1) метод непосредственного измерения хронометристами и 2) фотографический метод.

Непосредственное измерение проводится с помощью персонала хронометристов в составе шести человек. Трое из них располагаются вдоль линии взлета вблизи предполагаемого места отрыва самолета от земли на расстоянии 25—30 м один от другого. Обязанностью одного из них является засечка времени разбега и пробега, остальные два отмечают точку



Фиг. 509.

отрыва самолета от земли или полной его остановки после пробега. Остальные три человека располагаются около старта, причем один из них замеряет скорость ветра при помощи анемометра, а двое отмечают точку касания земли при посадке. Наблюдатель, находящийся в самолете, или летчик (в случае одноместного самолета) записывает скорость отрыва или приземления, а также скорость набора высоты или планирования. Следует записывать  $r$  и  $T$  наружного воздуха на земле. До и после испытания при стоянке самолета дают полный газ мотору и записывают  $n_{\max}$  и  $p_k$ . Длина разбега и пробега измеряется рулеткой или шагами. Иногда для ускорения замеров заранее расставляют флаги на определенном расстоянии один от другого. В результате испытаний определяются достаточно точно длина и время разбега и пробега. Посадочная скорость и скорость отрыва определяются этим путем лишь очень приближенно.

Фотографический метод испытания самолетов заключается в применении специальной измерительной фотокамеры (ИФК). Принцип определения характеристик взлета или посадки самолета при помощи ИФК заключается в следующем: камерой производится ряд последовательных снимков взлетающего или садящегося самолета, причем одновременно на тот же кадр снимается и микросекундомер. Интервал между снимками можно менять по желанию. Основные положения изложенного метода ясны из фиг. 509, на которой:

$r$  — расстояние от камеры до места старта самолета  $S$  (в начале разбега),

$e$  — расстояние от камеры до самолета,

$l$  — размах самолета,

$h$  — высота на снимке,

$a$  — длина размаха на снимке,

$f$  — фокусное расстояние,

$x$  — проекция расстояния самолета от места старта на горизонтальную плоскость,

$y$  — высота самолета над землей.

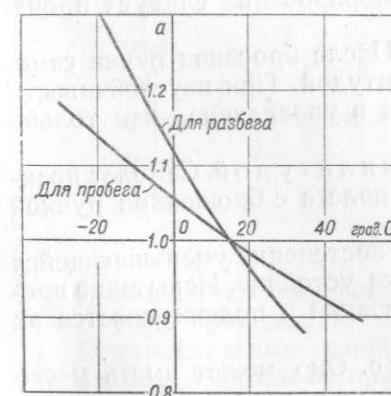
Из подобия треугольников легко найти, что:

$$L = \frac{l}{a} f, \quad y = \frac{l}{a} h, \quad \text{а затем: } x \approx L - r.$$

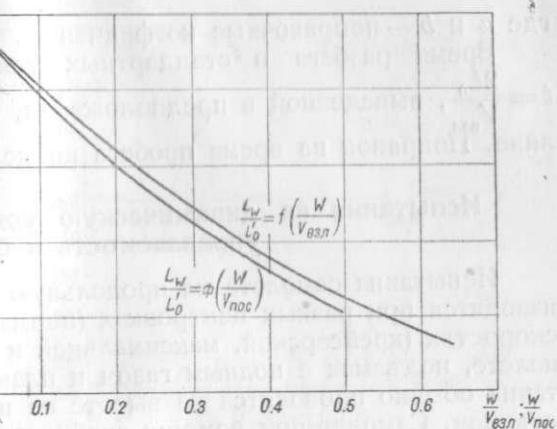
Эти формулы правильны только в том случае, если оптическая ось камеры горизонтальна и находится в плоскости симметрии движущегося самолета. При наклоне оптической оси к плоскости симметрии самолета необходимо вводить соответствующую поправку, пропорциональную косинусу угла отклонения. В большинстве случаев эта поправка настолько мала, что ею можно свободно пренебречь.

Расшифровка пленки ведется на компараторе. При помощи камеры удается определить высоту самолета с точностью до 5 см на 100 м расстояния от самолета до камеры.

Во время каждого взлета или посадки следует замерять силу ветра. Построив по обработке пленки траекторию взлета и кривые пути и высоты по времени, легко по ним найти длину и время разбега (или пробега), взлетную (или посадочную) скорость, скороподъемность, угол подъема или снижения, расстояние от места старта, необходимое для набора 20 м высоты и т. д.



Фиг. 511.



Фиг. 510.

Если характеристики взлета и посадки замерялись при наличии ветра, то в результате испытаний вводят соответствующие поправки для определения характеристик при штиле.

Пусть измеренная длина разбега (или пробега) при ветре со скоростью  $W$  была  $L_w$ , а истинная взлетная скорость была  $V_{\text{взл}}$  (или посадочная скольз

рость  $V_{\text{пос}}$ ). Из фиг. 510 по отношению  $\frac{W}{V_{\text{взл}}}$  (или  $\frac{W}{V_{\text{пос}}}$ ) находят  $\frac{L_w}{L_0}$  и  $L'_0$  — длину разбега (пробега) при штиле, но при тех же атмосферных условиях, какие были при замере разбегов (пробегов). Поправка на отклонение атмосферных условий от стандартных вводится по фиг. 511 и 512, причем:

$$L_0 = L'_0 \cdot a \cdot b,$$

где  $a$  и  $b$  — поправочные коэффициенты.

Время разбега в стандартных условиях определяется по формуле  $t = \frac{2L_0}{V_{\text{взл}}}$ , выведенной в предположении, что ускорение при разбеге постоянно. Поправок на время пробега не делают.

### Испытания на динамическую устойчивость, маневренность, управляемость и балансировку

Испытания самолета на продольную динамическую устойчивость производятся при разных центровках (нормальной, передней и задней), на трех скоростях (крейсерской, максимальной и минимальной) на горизонтальном полете, подъемах с полным газом и планировании на малом газе. Эти испытания обычно проводятся на высоте не ниже 1500 м и заключаются в следующем. Самолет при помощи стабилизатора или триммера балансируется на каком-либо режиме с брошенной ручкой. Когда режим полностью устанавливается, ручка пилота отклоняется «от себя» или «на себя» до тех пор, пока скорость полета не увеличится или уменьшится на 15—20 км/ч, после чего ручка вновь освобождается. Динамически устойчивый самолет после совершения некоторого числа продольных колебаний должен вернуться в тот же режим, из которого он был выведен, и будет продолжать прямолинейный полет на режиме балансировки.

Неустойчивый самолет при брошенной ручке может постепенно перейти в пикирование или, наоборот, начнет сильно кабрировать.

Вообще говоря, имеется пять типов возмущенного движения самолета (фиг. 513):

1-й тип. Самолет без колебаний переходит в пикирование или сильное кабрирование и в режим балансировки не возвращается. Вывод из затягивания в пике или кабрирование следует производить сразу.

2-й тип. Неустойчивые колебания. После бросания ручки самолет совершает колебания с возрастающей амплитудой. При неустойчивости такого вида летчику необходимо вмешиваться в управление, как только амплитуда колебаний становится угрожающей.

3-й тип. Колебания с постоянной амплитудой. Самолет практически нейтрален, если в течение трех минут полета с брошенной ручкой колебания не изменяются.

4-й тип. Колебания затухающие с постепенно уменьшающейся амплитудой. Самолет в этом случае динамически устойчив. Испытание производится до полного видимого затухания колебаний и подсчитывается их число до успокоения.

5-й тип. Апериодическое затухание. Оно может иметь место у динамически устойчивого самолета. В этом случае самолет возвращается в режим балансировки без всяких колебаний.

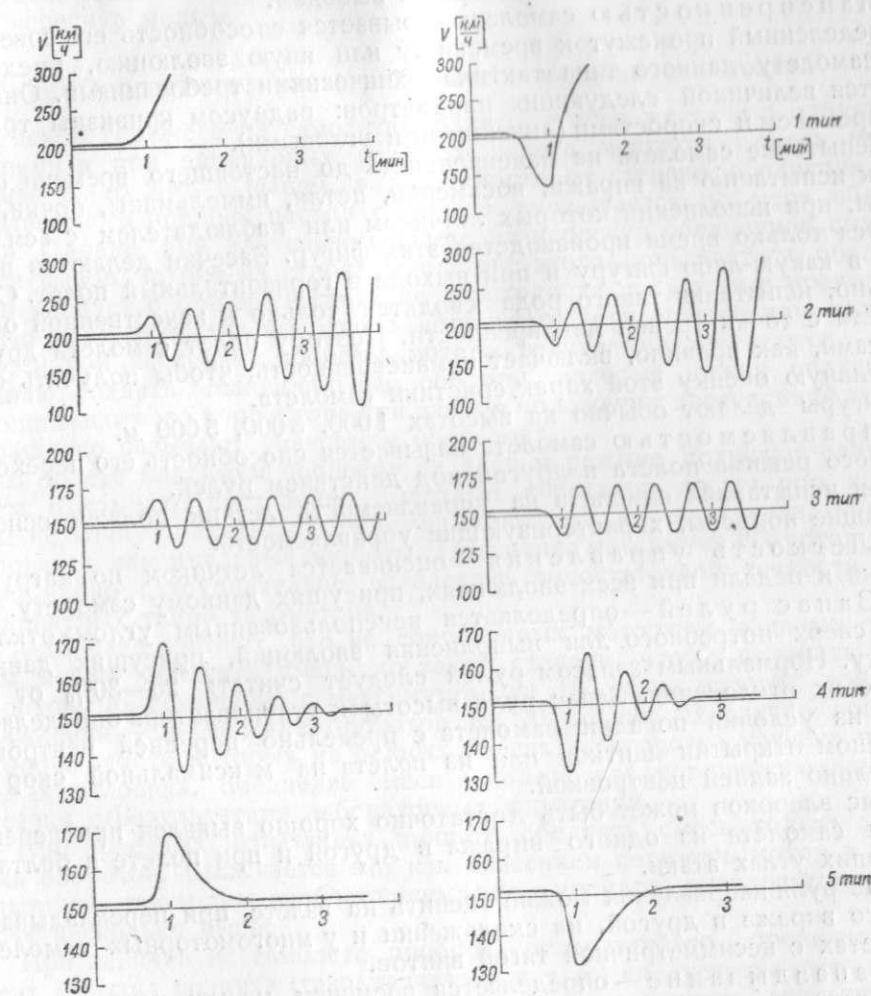
Теоретически мыслим случай, когда самолет нейтрален и при возмущении переходит в новое положение равновесия апериодически без колебаний.

При испытании на динамическую продольную устойчивость применяют и другой способ выведения самолета из режима балансировки: он заклю-

чается в изменении режима мотора, который включается или выключается на короткое время и затем возвращается к старому режиму.

Во время испытаний на продольную динамическую устойчивость летчик ведет в полетном листке следующие записи:

- 1) вес самолета в полете,
- 2) центровка самолета,
- 3) скорость, на которой самолет был сбалансирован,
- 4) положение стабилизатора или триммера,
- 5) поведение самолета при брошенной ручке,



Фиг. 513.

6) количество колебаний, совершенных самолетом после того, как ручка была брошена,

7) максимальные и минимальные скорости при колебаниях.

Весьма желательно при помощи самописца скорости производить записи колебаний скорости. Испытания на продольную динамическую устойчивость самолета с зажатой ручкой производятся аналогично описанным выше испытаниям с брошенной ручкой.

Испытания самолета на боковую динамическую устойчивость обычно производятся двумя способами:

1) самолет балансируется на каком-либо режиме. Педали зажимаются и держатся все время зажатыми. Ручка отклоняется вбок до тех пор, пока

крен не достигнет  $8-10^{\circ}$ , а затем отпускается. Самолет, обладающий боковой динамической устойчивостью, после возмущения, вернется в прежний режим полета без крена. Неустойчивый самолет в режиме не возвратится.

2) Самолет балансируется в каком-либо прямолинейном полете. Ручка зажимается, а рулю направления дается некоторое отклонение, после чего педали освобождаются.

При испытании самолета на динамическую устойчивость следует обращать особое внимание на отсутствие трения в шарнирах управления, так как наличие большого трения может сильно повлиять на характер поведения самолета и привести к неверным выводам.

Маневренность самолета называется способность его совершать в определенный промежуток времени ту или иную эволюцию, предписанную самолету данного типа тактико-техническими требованиями. Она оценивается величиной следующих параметров: радиусом кривизны траектории, временем и скоростями (линейными и угловыми).

Испытание самолета на маневренность до настоящего времени сводилось к испытанию на виражи, восьмерки, петли, иммельманы, бочки, перевороты, при исполнении которых летчиком или наблюдателем с земли застекается только время производства этих фигур. Засечки делаются в начале входа в какую-либо фигуру и при выходе в горизонтальный полет. Следовательно, испытания такого рода сводятся только к качественной оценке самолета с точки зрения маневренности. Поэтому облет самолета другими летчиками, как правило, включает и маневренность, чтобы получить более объективную оценку этой характеристики самолета.

Фигуры делают обычно на высотах 1000, 3000, 5000 м.

Управляемость самолета называется способность его переходить из одного режима полета в другой под действием рулей.

При испытаниях самолета на управляемость летчик должен осветить следующие вопросы, характеризующие управляемость:

1) Легкость управления — оценивается летчиком по нагрузкам на ручки и педали при всех эволюциях, присущих данному самолету.

2) Запас рулей — определяется неиспользованным углом отклонения их сверх потребного для выполнения эволюций, присущих данному самолету. Нормальным запасом рулей следует считать  $25-30\%$  от возможного их отклонения. Запас руля высоты и стабилизатора определяется обычно из условий посадки самолета с предельно передней центровкой при полном открытии щитков или из полета на максимальной скорости с предельно задней центровкой.

Запас элеронов может быть достаточно хорошо выявлен при перекладывании самолета из одного виража в другой и при полете в болтанку на больших углах атаки.

Запас руля направления можно оценить на взлете, при перекладывании из одного виража в другой, на скольжении и у многомоторных самолетов при полетах с несимметричной тягой винтов.

3) Запаздывание — определяется временем между началом отклонения органа управления и началом реагирования самолета и оценивается летчиком также субъективно.

4) Эффективность органов управления характеризуется величинами моментов, действующими на самолет при отклонении рулей; летчиками оценивается несколько по-иному, базируясь на основании совокупности факторов: легкости управления, запаса рулей, запаздывания и гармоничности всех органов управления с точки зрения летчика.

При испытании самолетов на балансировку выясняют возможность горизонтального полета с брошенной ручкой на оборотах, меньших на  $15\%$ , чем максимальные. Испытание проводят на передней и задней центровках следующим путем: устанавливают на горизонтальном полете необходимые обороты мотора, бросают ручку и работают триммером руля высоты или стабилизатором до тех пор, пока самолет не начнет лететь горизонтально.

После этого дают мотору полный газ. Самолет начнет набирать высоту, скорость полета при этом не должна при брошенной ручке достигать минимальной скорости. Если мотор задросселировать так, чтобы он работал на малом газе, то самолет начнет планировать, причем скорость планирования не должна превышать начальную скорость горизонтального полета больше, чем на  $20\%$ .

При полете на крейсерской скорости с брошенным управлением попечная ось самолета должна оставаться параллельной горизонту и самолет должен продолжать прямолинейный полет. При свободной педали и убирации газа самолет может переходить в спираль, радиус которой не должен быть чересчур малым.

### Определение расхода горючего и дальности полета

Расход горючего на самолетах одного и того же типа с одинаковыми моторами и при одинаковых режимах полета меняется в очень широком диапазоне (до  $20\%$  и выше), в зависимости от степени обеднения смеси. До известного предела расход горючего уменьшается по мере обеднения смеси. Однако при длительном полете на чересчур обедненной смеси возможен вывод мотора из строя; вследствие этого пользоваться обеднением смеси следует с осторожностью, не переходя за допустимые пределы.

По мере открытия высотного корректора, при неизменном положении дроссельной заслонки, обороты мотора вначале увеличиваются, а затем начинают падать. Максимальные обороты, которые можно получить при помощи высотного корректора при данном положении дроссельной заслонки, сокращенно называются "максимум оборотов".

В полете максимум оборотов на данном режиме получают следующим путем: открывают постепенно высотный корректор до тех пор, пока обороты не начнут падать, затем возвращают его до положения, когда восстановятся максимальные обороты. Получение максимума оборотов в полете чрезвычайно затруднительно вследствие недостаточной точности обычно применяемых типов тахометров.

Англичане считают, что на современных моторах с водяным охлаждением можно обеднять смесь до такой степени, чтобы получить падение оборотов, по сравнению с максимумом, на  $3\%$ , а на моторах воздушного охлаждения — до падения оборотов на  $20 \text{ об/мин}$ . В случае применения моторов, работа которых на бедных смесях всесторонне изучена в лабораторных условиях, обеднение смеси в полете следует производить в соответствии с результатами лабораторных испытаний.

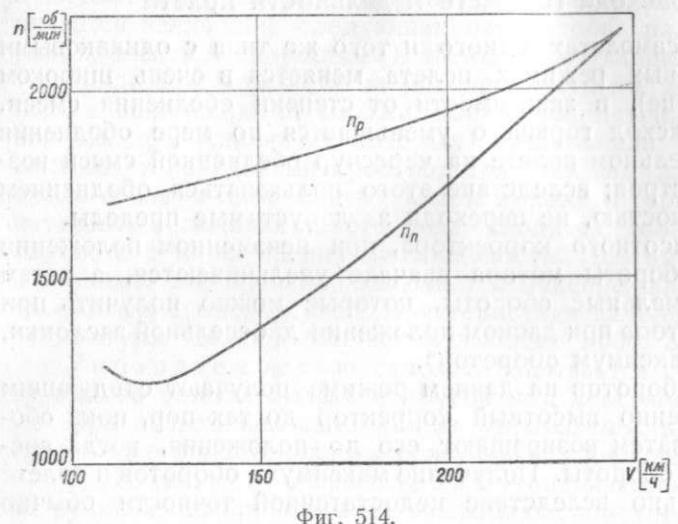
При полетных испытаниях принято обеднять смесь только до максимума оборотов. Вызывается это как опасением пережечь мотор в процессе испытаний, так и тем соображением, что в процессе эксплуатации расходы будут несколько выше.

При наличии на самолете прибора, позволяющего определять коэффициент избытка воздуха (газоанализатор и т. п.) следует обеднять смесь до минимально-допустимого, по лабораторным испытаниям, значения коэффициента избытка воздуха.

Замер расходов горючего в полете производится при помощи либо так называемого мерного бачка, либо счетчика расхода горючего. При пользовании мерным бачком, включаемым в бензиновую магистраль, приходится выводить трубы бензиновой магистрали в кабину наблюдателя, что, в случае многомоторного самолета и измерения расхода горючего на одном из боковых моторов, представляет большие эксплуатационные неудобства из-за большого удлинения бензопроводки. Этим неудобством не обладает счетчик расхода горючего с дистанционной передачей, так как в этом случае в бензиновую магистраль в любом месте ее включается только приемная часть прибора, а регистрирующая часть, помещается в кабине.

Замер расхода горючего производится на установившихся режимах горизонтального полета (контролируется статоскопом), причем продолжительность замера зависит от объема мертвого бачка и от потребной точности испытаний. Полная программа испытаний на определение расхода горючего и дальности полета самолета с невысотным мотором, заключается в замере расходов горючего с тремя полетными весами, на трех высотах с каждым весом, причем наибольшая высота должна быть приблизительно на 1500 м ниже потолка самолета с данным весом. На каждой высоте необходимо проделать горизонтили на 5—6 скоростях, выбирая их так, чтобы получить минимум кривой километрового расхода. Для высотных моторов лучше взять четыре высоты: одну из них ниже границы высотности (например, на 2000 м при границе высотности в 4000 м), одну на границе высотности, на 2000 м при границе высотности в 4000 м), одну на границе высотности, затем на 1500 и 3000 м выше границы высотности.

Испытания часто производят также и по сокращенной программе. Для невысотных моторов определяют в этом случае расходы горючего указанным ниже расчетным методом, а для проверки полученных результатов находят в полете расходы при нормальном весе самолета на одной—двух высотах. Расчетных методов определения расхода горючего для высотных моторов в настоящее время не разработано. Если определены расходы для



Фиг. 514.

высотного мотора по сокращенной программе (для нормального веса самолета на трех-четырех высотах), то расход для другого веса приближенно можно найти, считая, что при небольших изменениях веса самолета расход пропорционален весу при том же угле атаки. Во время замера расходов в полете делают следующие записи: количества израсходованного горючего за определенное время, скорости по прибору, оборотов мотора, давления наддува, высоты, температуры наружного воздуха, прироста оборотов до „максимума оборотов“, положения высотного корректора температуры головок цилиндра, масла и воды.

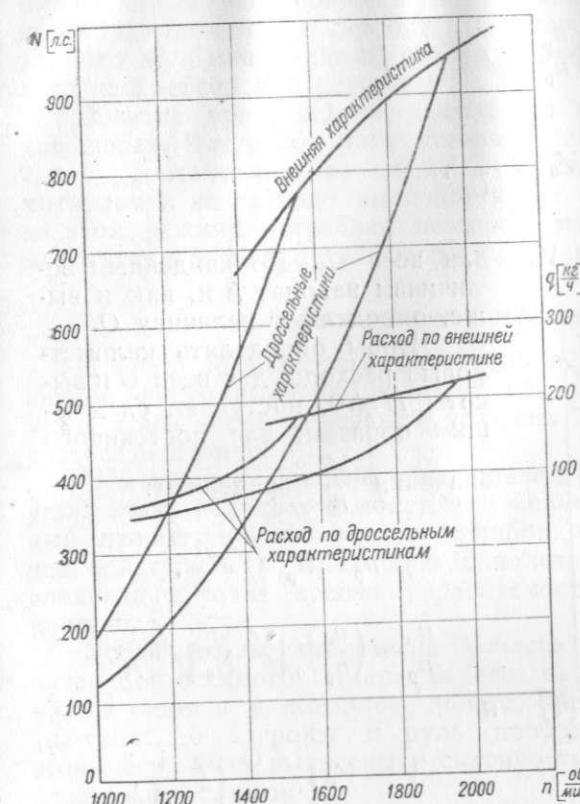
Для определения расчетным путем расходов горючего на самолете с невысотным мотором необходимо иметь: 1) из полетных испытаний кривую потребных и располагаемых оборотов для какого-либо веса  $G_0$ , приведенную к высоте  $H=0$  (фиг. 514) и 2) внешнюю и дроссельную характеристики мотора и кривые часовых расходов для обеих кривых, полученные из испытаний на станке (фиг. 515). Расчет ведется в следующем порядке. Странят вспомогательную кривую относительного падения часового расхода горючего в зависимости от относительного снижения оборотов при дросселировании (фиг. 516), т. е.

$$k = \frac{q_{dp}}{q_{n,r}} = f\left(\frac{n_{dp}}{n_{n,r}}\right),$$

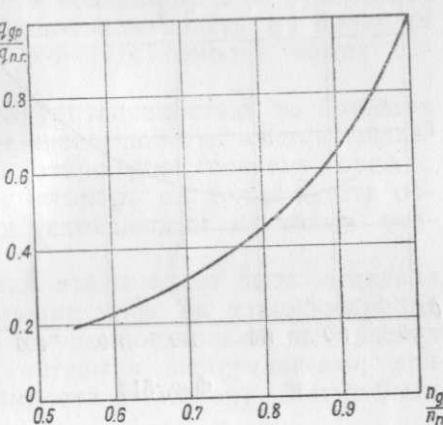
где  $q_{dp}$  — часовой расход мотора по дроссельной характеристике при оборотах  $n_{dp}$ , а  $q_{n,r}$  и  $n_{n,r}$  — соответствующие величины в точке пересечения дроссельной и внешней характеристик.  $n_{dp}$  идентично потребным оборотам  $n_p$ , а  $n_{n,r}$  идентично располагаемым оборотам  $n_p$ . Кривая эта дает

относительное падение расхода горючего в зависимости от отношения  $\frac{V}{n}$ . Как показывает опыт, кривые  $k$  для любых дроссельных характеристик одного и того же мотора практически совпадают. Поэтому с достаточной для целей практики точностью можно по кривой, найденной из одной дроссельной характеристики, вести расчет для всех значений  $\frac{V}{n}$ .

Кривую потребных и расположаемых оборотов для веса  $G_0$  и высоты  $H=0$  перестраивают в виде кривой  $n$  по  $\frac{V}{n}$  (фиг. 517).



Фиг. 515.



Фиг. 516.

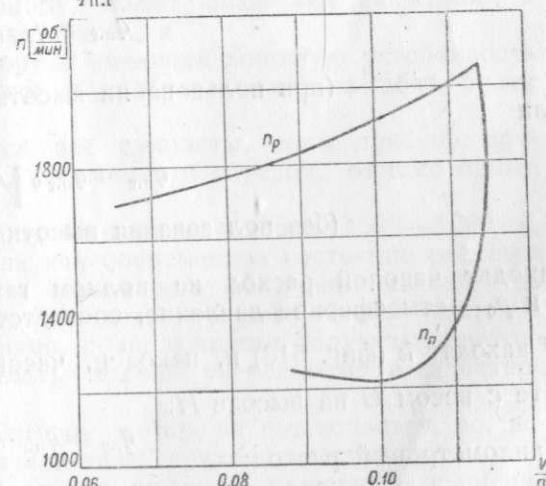
Взяв ряд значений  $\frac{V}{n}$ , находят для них отношение  $\frac{n_p}{n_{dp}} = \frac{n_{dp}}{n_{n,r}}$ , а по кривой  $k$  определяют величину коэффициента  $k = \frac{q_{dp}}{q_{n,r}}$ . По кривой часового расхода для внешней характеристики (фиг. 515) находят часовой расход  $q_{n,r}$  для оборотов  $n_p$ . Расход при горизонтальном полете с весом  $G_0$  на высоте  $H=0$ :

$$q_{dp} = q_{n,r} \cdot k,$$

а километровый расход:

$$Q = \frac{q_{n,r} k}{V} = \frac{q_{dp}}{V},$$

где  $V$  — скорость для данного значения  $\frac{V}{n}$  по кривой потребных оборотов. Проделав аналогичный расчет для разных значений  $\frac{V}{n}$ ,



Фиг. 517.

находят кривую километровых расходов в зависимости от скорости полета для веса  $G_0$  и высоты  $H=0$  (фиг. 518). Для другого полетного веса  $G$ , но той же высоты  $H=0$ , находят для каждого значения  $\frac{V}{n}$ :

$$\frac{n_p}{n_p} = \left( \frac{n_p}{n_p} \right)_0 \sqrt{\frac{G}{G_0}}$$

и новое значение скорости:

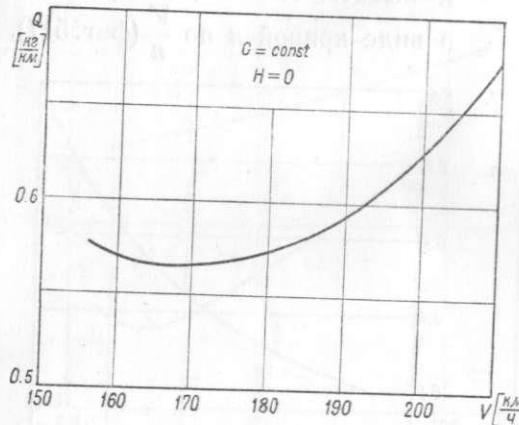
$$V = V_0 \sqrt{\frac{G}{G_0}},$$

где  $\frac{n_p}{n_p}$  и  $V$  — для веса  $G$ , а  $\left( \frac{n_p}{n_p} \right)_0$  и  $V_0$  — для веса  $G_0$ . По найденным величинам находят  $k$  и, как и выше, определяют величину  $Q$ .

Чтобы определить километровые расходы для веса  $G$  и высоты  $H \neq 0$ , поступают следующим образом: для постоянного значения  $\frac{V}{n}$  определяют:

$$n_p = n_{p0} \sqrt{\frac{A}{\Delta}},$$

$$\frac{n_p}{n_p} = \left( \frac{n_p}{n_p} \right)_0 \sqrt{\frac{G}{G_0}} \sqrt{\frac{1}{A}}$$



Фиг. 518.

где  $n_p$ ,  $\frac{n_p}{n_p}$  и  $V$  — величины для веса  $G$  и высоты  $H$ , а  $n_{p0}$ ,  $\left( \frac{n_p}{n_p} \right)_0$  и  $V_0$  — для веса  $G_0$  и высоты  $H=0$ . После этого, пользуясь формулами для изменения часового расхода с высотой при полете на полном газе с постоянными оборотами:

$$q_{n,r} = q_{n,r0} \frac{p}{p_0}$$

(при пользовании высотным корректором)

$$q_{n,r} = q_{n,r0} \sqrt{\frac{p}{p_0}}$$

(без пользования высотным корректором)

находят часовой расход на полном газе  $q_{n,r}$  для оборотов  $n_p$ , причем  $p$  и  $p_0$  — атмосферное давление, соответствующее высоте  $H$  и  $H_0$ . Затем по  $\frac{n_p}{n_p}$  находят  $k$  (фиг. 516) и, наконец, часовой расход в горизонтальном полете с весом  $G$  на высоте  $H$ :

и километровый расход:

$$Q = \frac{q_{n,r}}{V}.$$

Пользуясь полученными кривыми  $Q=f(V)$  для разных весов и высот, легко решить любую задачу, связанную с дальностью полета. В разделе аэродинамического расчета изложен графический прием решения аналогичной задачи определения дальности полета. Обычно определяют наибольшую техническую дальность полета с данным запасом горючего (т. е. дальность при полете на скоростях и высотах, на которых получается для данного веса минимальный расход горючего), а также дальность при полете на крейсерском режиме.

Понятие крейсерского режима до сих пор не является строго установленным. Часто под ним понимают полет на скорости  $V_{kp}=0,9V_{max}$ , где  $V_{max}$  — максимальная скорость у земли для самолетов с невысотными моторами и на границе высотности — с высотными моторами. При полете на этом режиме потребная мощность мотора равна, примерно, 0,725 от максимальной мощности мотора.

### Испытания самолета на штопор

Штопор не является боевой фигурой, но в воздушном бою при совершении фигур высшего пилотажа или в нормальном полете на больших углах атаки часто создаются условия, при которых самолет может сорваться в штопор.

Чем лучшей боковой устойчивостью и управляемостью на больших углах атаки обладает самолет, тем меньше шансов попасть в непроизвольный штопор при совершении ошибок в пилотировании, поэтому, прежде чем приступить к испытанию самолета на штопор, он должен быть обследован с точки зрения управляемости и устойчивости на малых скоростях.

Устойчивость самолета на больших углах атаки может быть выявлена путем постепенного задирания его на большие углы на планировании с малым газом и в моторном полете, когда ручка постепенно выбирается „на себя“, а элероны и руль поворота остаются нейтральными; при этом могут быть выявлены и склонности самолета к штопору. Могут быть следующие случаи:

a) самолет, сильно склонный к штопору, может начать штопорить самопроизвольно;

b) самолет неустойчивый в продольном направлении на больших углах атаки, но имеющий хорошую боковую устойчивость и управляемость, может резко опустить нос и перейти на некоторое время в крутое планирование, пока снова не наберет скорость;

c) самолет, не склонный к штопору, может свалиться на крыло, а затем снова выйти в состояние планирования, и

d) самолет, не склонный к штопору и имеющий хорошую устойчивость вплоть до полного выбирания ручки и стабилизатора „на себя“, будет парашютировать.

На штопор обычно испытываются все самолеты, коим присуще производить фигуры высшего пилотажа, но, главным образом, одномоторные самолеты малого тоннажа.

Испытания на штопор обычно производят на высоте 2500—3000 м, проявляя большую осторожность, так как современное состояние расчетов самолета на штопор, а также малая надежность испытаний моделей на штопор в аэродинамической трубе (вследствие малого числа опытов в натуре с количественными измерениями, позволяющими получить переходные коэффициенты) не позволяют иметь полной уверенности в характере штопора нового самолета.

При испытаниях самолетов на штопор мотор не выключается, но, несмотря на то, что он работает на малом газе, приходится считаться с жироископическим эффектом винта. В случае штопора, имеющего вращение одного знака с направлением вращения винта, жироископический эффект

винта дает момент на нос, помогающий выходу из штопора. При разных знаках вращения получается обратная картина. Поэтому, как правило, начинают испытания со штопоров, имеющих вращение одного знака с вращением винта.

Испытания на устойчивость и управляемость на больших углах атаки могут достаточно хорошо выявить склонности самолета к заходу в штопор, но для того, чтобы определить характер штопора и способность самолета выходить из него, нужно путем постепенного изучения входа и выхода довести штопор самолета до установившегося режима, который наступает обычно через 4—5 витков после выхода. Только после этого можно дать надежное заключение о выходе самолета из штопора.

Программа испытания самолета на штопор проводится, примерно, в следующем порядке:

1) Попытки ввода в штопор с горизонтального полета:  
a) срывы в штопор при нейтральных элеронах и ножном управлении с плавным выбиранием ручки „на-себя“;

b) срывы в штопор при нейтральных элеронах и ручке, взятой „на-себя“ до положения, необходимого для получения заданных для ввода скоростей, при неполной плавной даче ноги;

c) срывы в штопор при нейтральных элеронах, ручке, выбранной плавно полностью „на-себя“, при одновременной даче ноги, с постепенным увеличением дачи ноги.

2) Изучение входа в штопор с горизонтального полета без парашютирования (проваливания): a) изучение входа в штопор при плавной даче рулей, но недоданной ноге, начиная с полвитка с последовательным увеличением числа витков до 6—8; увеличение числа витков; производится по  $\frac{1}{2}$  — 1 витку; элероны все время нейтральны;

b) изучение входа в штопор с полной плавной дачей рулей до отказа, начиная с полвитка с последовательным увеличением числа витков до 6—8; элероны нейтральны.

3) Изучение входа в штопор с парашютирования (проваливания). Элероны нейтральны; ручка плавно выбирается „на-себя“, нога вначале дается не полностью, затем постепенно доводится до отказа, дача ноги плавная; число витков, начиная с одного, постепенно доводится до 6—8.

4) Изучение входа самолета в штопор при искусственных способах. Если выход самолета из штопора опасений не внушиает, то программа включает и следующие способы ввода:

a) при резкой даче рулей с горизонтального полета и с парашютирования;

b) с горки, со спиралей, виражей и с перекрестом рулей при плавной и резкой даче рулей.

В этих случаях самолет выводят из штопора: а) немедленно, б) после полвитка, в) после 1, 2, 3, 5 и 8 витков.

5) Выявление наиболее эффективных и опасных способов вывода самолета из штопора. Пока самолет не изучен, на основании нашей и американской практики можно рекомендовать следующий способ вывода его из штопора. Летчик держит рули в штопорном положении в течение 3—4 витков, т. е. до тех пор пока не установится режим штопора. При выводе сначала резко дается обратная нога до отказа и через  $\frac{1}{2}$  —  $1\frac{1}{2}$  витка дается резко ручка полностью «от-себя». По мере ознакомления со штопором данного самолета изучается влияние на штопор положения ручки и педалей, отмечаются, если они есть, опасные комбинации рулей в штопоре и выявляются наиболее эффективные способы действия рулями при выводе.

Проведение программы на штопор обычно требует от 10 до 15 полетов с общим числом штопоров от 40 до 60. Программа может быть значительно сокращена, если при первых же полетах выявляется, что самолет выходит из штопора хорошо, следя за рулями, и не имеет запаздывания. В случаях, когда самолет имеет запаздывание на выходе в 2—3 витка после 2 витков штопора, испытания должны быть прекращены. Допустимым запаздыванием самолета при выводе самолета из штопора считается 3 витка после 6 витков штопора.

Обычно испытания на штопор начинают с более передних центровок, постепенно переходя на предельно задние центровки. Если самолет имеет переставной в полете стабилизатор, то следует начинать штопорить со стабилизатором, имеющим положительный угол, постепенно переводя его в положение „на-себя“.

Самолеты военного назначения, имеющие бомбовую нагрузку и другое вооружение, начинают испытывать без нагрузки и нагружают постепенно, по мере изучения штопора данной машины.

Выходу из штопора самолета, имеющего относительно короткий хвост, иногда помогает дача полного газа мотору.

На выход самолета из штопора влияет и высота полета, причем, чем высота меньше, тем условия выхода получаются более легкими.

Это обстоятельство необходимо учитывать, но в качестве правила не применять.

В случае катастрофического невыхода самолета из штопора при применении всех способов вывода, экипаж начинает готовиться к прыжкам с парашютами с высоты не менее 1200—1000 м, так как процесс вылезания из кабины во время штопора занимает относительно много времени и половина этой высоты легко может быть потеряна в процессе вылезания.

Летчик во время испытания самолета на штопор ведет следующие подробные записи в полете, которые после полета заносятся в полетные листки:

- 1) Высота по альтиметру и скорость по прибору при вводе в штопор, характер ввода (дача рулей).
- 2) Число витков после ввода.
- 3) Число витков запаздывания после дачи рулей на выход. Высота по альтиметру после дачи рулей на выход. Способ дачи рулей при выводе.
- 4) Высота при выходе в горизонтальный полет.
- 5) Среднее время витка штопора в его установившейся части по секундомеру.
- 6) Каждый крен самолета во время штопора.
- 7) Устойчивость тангажа самолета во время штопора.

## Испытания многомоторных самолетов

При испытаниях многомоторных самолетов в программу дополнительно включаются следующие два пункта:

1) выявление возможности управления самолетом при выбытии из строя одного (или двух) крайних моторов и

2) определение потолка самолета при разных комбинациях работы моторов.

Испытания производятся с нормальным весом самолета и обязательны для всех типов машин, как военных, так и гражданских.

Испытание по п. 1) фактически сводится к определению запаса руля направления в случаях:

- a) прямолинейного полета без крена при одном (или двух) моторах с прикрытым газом, а остальных работающих на полном газе;
- b) виража и выхода из него, при котором выключенный мотор является внешним;
- c) виража и выхода из него, при котором выключенный мотор является внутренним.

Испытания проводятся на высоте не менее 1500 м в изложенной последовательности с применением мер предосторожности, особенно на вираже, так как при недостаточном запасе руля направления вираж в сторону выключенного мотора может привести к срыву в штопор. В прямолинейном полете испытания производятся на всех скоростях, допустимых для данного самолета при одном (или двух) выключенных моторах.

Для безопасности полета в болтанку, когда перегруженному самолету или самолету, имеющему небольшой избыток мощности, приходится лететь на больших углах атаки, запас руля направления должен быть не менее 25—30°.

Руль направления, как правило, должен быть снабжен приспособлением для полной разгрузки ножного управления; в противном случае нагрузка на педали должна быть настолько незначительной, чтобы можно было совершать длительный полет без утомления летчика. В случае недостаточности руля направления, горизонтальный полет осуществляется с креном в сторону работающего мотора. Критерием оценки мощности руля направления в этом случае является величина этого крена, определяемая по попечному уклономеру.

Испытания многомоторных самолетов с целью определения потолка при нормальном весе и при разных комбинациях работы моторов проводятся таким образом: самолет взлетает при всех работающих моторах на высоту, предположительно несколько большую, чем потолок самолета с выключенными моторами, затем летчик выключает один (два) мотора, а у остальных держит полный газ; самолет начинает ити со снижением до тех пор, пока не спустится до своего потолка. Измерив высоту по альтиметру и температуру наружного воздуха по термометру, приводят обычным способом эти данные к стандартным условиям.

### Облет самолета

Облет самолета производится 3—4 разными летчиками с целью получения более объективной оценки его летных свойств.

При испытаниях опытных самолетов облет его другими летчиками следует делать по крайней мере дважды: первый раз — в процессе доводки органов управления и устойчивости самолета и второй раз — после окончания испытаний, перед сдачей на государственные испытания.

Коллективная оценка разными летчиками должна осветить следующие вопросы:

- a) Оценка кабины с точки зрения обзора удобства, сидения, размещения приборов, оборудования, удобства пользования секторами газа, тормозными устройствами, приспособлениями для запуска моторов и т. д.
- b) Способность держать прямую на рулежке, при взлете и посадке.
- c) Действие рулями при взлете и посадке со щитком и без щитков.
- d) Оценка нагрузок на ручку и педали при исполнении фигур, взлете и посадке.
- e) Достаточность всех органов управления.
- f) Устойчивость самолета — продольная и боковая.
- g) Маневренность самолета.
- h) Полеты при несимметричной тяге винтов.

### Передача самолета на государственные испытания

Когда программа испытаний опытного самолета исчерпана и произведен облет его разными летчиками, пишется подробный отчет об испытаниях с выводами и заключением летной станции. В этом отчете приводятся:

1. Летные характеристики самолета (в виде таблиц и графиков), весовые данные самолета, его оборудования и вооружения, пределы центровок самолета.

2. Перечень всех изменений, внесенных в конструкцию самолета, моторного хозяйства, спецоборудования и вооружения в процессе доводок.

3. Анализ соответствия летных данных самолета, спецоборудования и вооружения тактико-техническим требованиям, предъявляемым к самолету данного типа.

4. Сравнение летных данных самолета с последними типами заграничных самолетов.

5. Выводы и заключение летно-испытательной станции.

Отчет об испытаниях опытного самолета составляется ведущим инженером, подписывается начальником летной станции, ведущим инженером, ведущим летчиком, инженерами спецслужб и оборудования и инженером по вооружению. По утверждении отчета соответствующим начальством, самолет предъявляется на государственные испытания.

При передаче самолета составляется акт, подписываемый обеими сторонами, в котором перечисляются все съемное оборудование самолета и моторного хозяйства, а также предметы вооружения.

Вместе с самолетом передается следующая документация: a) аэродинамический расчет, b) расчет устойчивости, c) расчет на прочность, d) материалы по испытаниям модели самолета на поляре, устойчивость продольную и пути, эффективность элеронов, щитков, шарнирные моменты и т. д., e) схемы: бензо-, масло-, водопроводки, электро-радиооборудования, подъема шасси, кинематики органов управления, управления газом, щитками и т. д., f) чертежи общего вида самолета в трех проекциях и балансировочный чертеж с указанием координат размещаемого груза, g) техническое описание самолета, составляемое конструкторским бюро.

## ДРУГИЕ ВИДЫ ИСПЫТАНИЙ

### Испытания головных серийных самолетов

Первые один — два самолета первой серии называются головными серийными самолетами. Полетные испытания головных серийных самолетов производятся научно-исследовательским институтом заказчика обычно по следующей программе:

- a) определение времени подъема на различные высоты и потолка самолета;
- b) определение максимальной и эксплоатационной скоростей на различных высотах, замер посадочной скорости;
- c) определение управляемости и маневренности самолета (виражи, восьмерки на эксплоатационной или боевой высоте и фигуры полеты);
- d) определение устойчивости самолета на всех высотах и режимах работы мотора при различных нагрузках;
- e) определение продолжительности полета (на крейсерской скорости на боевой высоте), радиуса действия или дальности и расхода горючего на указанной высоте и скорости;
- f) проверка действия в полете различных механизмов, приборов, оборудования самолета;
- g) определение длины и времени разбега и пробега самолета. Выполнение программы испытаний, аппаратура, применяемая для замеров, и методика обработки результатов полета при испытании головных серийных самолетов не отличаются от тех, которые применяются при проведении заводских испытаний опытных самолетов.

### Испытания серийных самолетов

Полетные испытания серийных самолетов производятся особыми комиссиями на заводе из представителей заказчика и поставщика в том же объеме, что и испытания головных серийных самолетов, за исключением пп. d), e), f). Серийные испытания проходят лишь часть самолетов, причем количество

самолетов, подлежащих серийным испытаниям, устанавливается договором (например, один из каждого 10 самолетов).

### Сдаточные испытания

Сдаточные испытания производятся для всех самолетов, не прошедших серийных испытаний, летчиком поставщика в присутствии представителей заказчика. Программа сдаточных испытаний:

- a) определение скороподъемности;
- b) проверка управляемости и производство фигур, в том числе и штопор, если самолет должен делать его;
- c) проверка правильности действия в полете приборов и механизмов.

### Государственные испытания

Государственные испытания опытных самолетов производятся в том случае, когда самолет построен по заказу какой-либо государственной организации. В этом случае эти испытания имеют целью:

- a) проверку соответствия представленного на испытание самолета предъявленным к нему тактико-техническим требованиям;
- b) изучение конструкции самолета, его оборудования (и вооружения для военных самолетов), выявление конструктивных и производственных дефектов, подлежащих устранению при серийной постройке самолета;
- c) изучение эксплоатационных особенностей самолета.

Примерная программа полетных испытаний опытных самолетов при государственных испытаниях такова:

- a) ознакомительные полеты летчиков;
- b) тарировка указателя скорости;
- c) определение режима наивыгоднейшего подъема при нормальной нагрузке;
- d) определение устойчивости самолета при различных режимах работы мотора;
- e) определение скороподъемности, потолка, горизонтальных скоростей и расхода горючего на разных высотах;
- f) определение маневренности;
- g) ночные и слепые полеты;
- h) определение характеристик взлета и посадки;
- i) полет на дальность.

Помимо указанных пунктов программы производится проверка работы всего оборудования самолета в полете (фото-, радио-, электрооборудование и т. п.) по специальной программе в зависимости от типа и назначения самолета.

Для выяснения эксплоатационных и боевых свойств самолета несколько самолетов первой серии проходят так называемые эксплоатационные испытания. Программа этих испытаний чрезвычайно разнообразна в зависимости от типа и назначения самолета. Испытания эти носят обычно длительный характер (2—3 месяца), причем в процессе их самолет делает несколько сот посадок. Все выявившиеся в процессе испытаний недочеты устраняются при постройке следующей серии.

В ряде стран гражданские самолеты любого назначения подвергаются государственным испытаниям для получения сертификата на право полетов. Сертификат выдается только в том случае, если в результате испытаний выяснилось, что самолет удовлетворяет следующим требованиям:

1. Самолет должен пройти над препятствием высотой в 20 м, расположенным на расстоянии 600 м от точки старта.
2. Через 3 минуты после старта самолет должен набрать высоту в 360 м.
3. Последопосадочный пробег не должен превышать 250 м.

### БИБЛИОГРАФИЯ

1. Победоносцев Ю. А. Методика исследования неустановившегося движения в полете. — „Техника возд. флота“ 1930, № 7, стр. 455—463; № 8, стр. 505—573.
2. Hübner W. Anweisung für die Prüfung der Eigenschaften von Flugzeugen. — „ZFM“ 1930, N. 20, p. 529—533.
3. Минухин Б. Л. Исследование винтов в полете. — „Техника возд. флота“ 1931 № 10, стр. 605—623.
4. Hübner W. Ergebnisse von Messungen der Stabilität um die Querachse. — „Jahrbuch d. DVL“ 1931, p. 684—690.
5. Авиационные двигатели, кн. 1-я. — М. Госавиавтоиздат, 1932.
6. Scott Hall S. and England T. H. Aircraft performance testing. — L. Pitman 1933.
7. Каширин А. В. и Кузнецов В. П. Определение расхода топлива для полета (под ред. А. И. Филина). — М. Госвоениздат, 1934.
8. Тайц М. А. Методика определения поляры самолета в полете. — Труды ЦАГИ 1935, № 214.
9. Ведров В. С., Коровицкий С. А. и Станкевич Ю. К. — Исследование штопора самолета Р-5 в полете. — Труды ЦАГИ 1935, № 228.
10. Ведров В. С. и Калачев Г. С. Исследование выходов из планирований самолета Р-5. — Труды ЦАГИ 1935, № 244.
11. Егоров Б. Н. и Тайц М. А. Снятие поляры и характеристик винтов много-моторного самолета в полете. — Техн. заметки ЦАГИ 1935, № 66.
12. Аузан А. К. Летные испытания самолетов. — М. ОГИЗ, 1936.
13. Егоров Б. Н. и Тайц М. А. Приведение результатов полетных испытаний самолетов с высотным мотором к стандартным атмосферным условиям. — „Техника возд. флота“ 1936, № 6, стр. 1—12.
14. Тайц М. А. Приведение результатов полетных испытаний самолетов с невысотными моторами к стандартным условиям. — „Техника возд. флота“ 1936, № 4, стр. 23—34.
15. Филин А. И. Влияние различных температурных условий при испытании самолетов на летные данные, относимые к стандартной атмосфере. — „Техника возд. флота“ 1936 № 2, стр. 5—23; № 3.

**ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ  
К 1-му ТОМУ СПРАВОЧНИКА АВИАКОНСТРУКТОРА**

**А**

- Автомодельность 31  
 Авторотация 145, 397, 409—411, 416, 417,  
 425—427, 431, 433, 435—437.  
 Апериодическое движение 377, 382  
 Апериодическое затухание 488  
 Атаки угол 8, 26  
 Аэродинамика самолета 11  
 Аэродинамический вынос 129  
 Аэродинамическая закрученность крыла 91  
 Аэродинамическая компенсация 448, 449  
 Аэродинамические коэффициенты (8) 27—30;  
 307—336  
 Аэродинамическая труба 25, 34, 39—82  
 Аэродинамические весы 41, 60—62, 73, 81, 82  
 Аэродинамический расчет 65, 83, 166, 178,  
 188, 190, 192, 253, 254, 259—336  
 Аэродинамическое запаздывание 397

**Б**

- Балансировка самолета 347, 350, 362—364,  
 369, 462, 485, 488, 490  
 Балансировочная кривая 66, 367, 368, 481—  
 485  
 Балансировочный угол 66  
 Барограмма 281, 468, 477  
 Бафтинг 152, 463  
 Безразличная устойчивость 347  
 Бернуlli закон 17, 18, 52  
 Берсту число 19, 24, 31, 53, 262  
 Бесхвостый самолет 107, 108  
 Бетца метод 127  
 Биплан 127, 131, 136, 360, 371, 416, 433, 435  
 Боковая динамическая устойчивость само-  
 лета 378, 381, 489  
 Боковая сила 27  
 Боковая статическая устойчивость самолета  
 383  
 Брошенная ручка 361, 363, 488—491  
 Быстроходности коэффициент 8, 177, 266

**В**

- Вентури трубка 47, 48  
 Вертикальная скорость 278, 287, 292—295  
 Взаимное влияние винта и самолета 187,  
 267—274  
 Взлет 206, 210, 229, 245, 253, 340—343,  
 485—487  
 Вибрации 399, 400, 442—449  
 Вибрации винтов 222—224  
 Винт (воздушный) 175—226, 262—276, 478—  
 481  
 Винты tandem 205, 275  
 Вираж 402—406  
 Вихревая теория Н. Е. Жуковского 185,  
 186  
 Вихревое движение 13, 15

**Г**

- Вихревой шнур 14—16, 145  
 Влияние присутствия модели 76  
 Влияние трубы 74  
 Внешняя характеристика мотора 163—171  
 Вогнутость профиля 59, 115—117, 140, 152,  
 435  
 Время витка штопора 410  
 Время подъема на высоту 279, 293, 294  
 Время пробега по земле 343  
 Время разбега 339, 341  
 Время разгона 341  
 Выдергивание при посадке 342  
 Вынос аэродинамический 129  
 Высококипящие жидкости 229, 240  
 Высота коробки 129  
 Высотная характеристика мотора 163—171  
 Вязкая жидкость 11, 21  
 Вязкости коэффициент 22

**Д**

- Дальность 207, 259, 284, 288—292, 294, 491—  
 495  
 Деградации угол 133  
 Деформации движения 13  
 Диаметр винта 175  
 Дивергенция 449  
 Динамическая устойчивость 372  
 Диполь (дублет) 20  
 Дифференциальные элероны 397, 437  
 Дифференциальное управление 388—389  
 Диффузор аэродинамической трубы 39  
 Длина пробега 343  
 Длина разбега 292, 339—340  
 Длина разгона 342  
 Дроссельная характеристика 163—171

**Ж**

- Жесткость крыла 444  
 Живое сечение радиатора 236, 238  
 Жироскопический эффект винта 435, 496  
 Жуковского теорема 21

**З**

- Закритическая область 389, 409—438  
 Закрученность крыла 90—108, 386  
 Закрылок 139—144  
 Зализы 297

Запас рулей 490  
Затенение 409, 416, 420, 423—438  
Звука скорость 31, 175  
Зубцы 468, 473, 474, 480

**И**

Идеальная жидкость 11, 16  
Идеальный винт 179—183  
Идеальный к. п. д. винта 182  
Идеальный крен 396  
Индикаторная скорость 469  
Индуктивного сопротивления парабола 66  
Индуктивное сопротивление 85, 103, 129, 131  
Индуктивный к. п. д. винта 185  
Индукция крыльев взаимная 128  
Индукция трубы 74  
Индущированная скорость 8, 85  
Интерференция 260, 295—306  
Интерцептор 147, 388, 409  
Источник 19

**К**

Капот (—NACA) 246—255  
Качество крыла (профиля) 8, 65, 154, 157 (193)  
Качество трубы 40  
Километровый расход горючего 289, 492—495  
Кинематический коэффициент вязкости 22  
Колес сопротивление 328  
Коллектор аэродинамической трубы 39  
Кольцо Туэндена 246—248  
Компенсация 350, 370, 399  
Контрпропеллер 207  
Концевые плавающие элероны 388  
Концевые элероны 388  
Косизна потока 73  
Коши число 31  
Коэффициенты аэродинамические 27—30; 307—336  
Коэффициент быстроходности 8, 177, 266  
Коэффициент вязкости 22  
Коэффициент изменения мощности с высотой 465  
Коэффициент мощности винта 8, 176  
Коэффициент нагрузки на ометаемую винтом площадь 182  
Коэффициент полезного действия капота 251  
Коэффициент полезного действия винта 176  
Коэффициент полезного действия винта идеальный 182  
Коэффициент полезного действия винта относительный 183  
Коэффициент полезного действия винта окружной 184  
Коэффициент полезного действия винта индуктивный 185  
Коэффициент полезного действия винта механический 187  
Коэффициент торможения скорости 268, 274  
Коэффициент тяги винта 8, 176, 480  
Коэффициент эффективности руля высоты 484  
Крен идеальный 396  
Крена момент 27  
Критерии (числа) подобия 30—33, 231  
Критерий управляемости (американский) 398  
Критическая скорость потока 24  
Критическая скорость винта 177, 178, 193, 194  
Критическая скорость (флаттера) 441—448  
Критическая точка 18, 19, 69  
Критическое число Рейнольдса 33, 54—56

**Л**

Ламинарное течение 24  
Ламинарный пограничный слой 33—35, 58, 59  
Летные качества самолета (приближенные формулы) 292  
Лилиенталя поляра I рода 65  
Лилиенталя поляра II рода 65  
Линия вихря 14  
Линия отмеченных частиц 13  
Линия тока 13  
Лобовое сопротивление 27  
Логарифмический метод 281, 295  
Лодка (аэродинамические коэффициенты) 321—324  
Лотц метод 87  
Лыжи (аэродинамические коэффициенты) 332

**М**

Максимальная мощность мотора 161  
Максимальная скорость 277, 279, 285, 287  
Маневренность 398, 488, 490  
Маха угол 24  
Мгновенная пульсационная скорость 34  
Международная стандартная атмосфера 464—466  
Метод Бетца 127  
Метод Глаузерта 86  
Метод Лотц 87  
Метод мощностей 279, 295  
Метод оборотов 284, 295  
Метод Прандтля 131  
Метод тяги 276, 295  
Мера устойчивости 347, 348, 362, 369  
Мера управляемости 347, 348, 363  
Механический к. п. д. винта 187  
Мидель фюзеляжа 261  
Микроманометр (манометр) 47—51  
Минимальная скорость 280, 338  
Модели 25, 26, 32, 76—79  
Моменты авортации 415  
Момент коэффициент 27  
Момент крена 27, 397, 426, 436, 454  
Момент поперечной устойчивости 28  
Момент рыскания 27, 418, 426

**Н**

Набор высоты 280, 342  
Навье-Стокса уравнение 23  
Надкрыльные элероны 388  
Наивыгоднейшая скорость (соотв. минимуму тяги) 280, 283  
Наивыгоднейший биплан 131  
Напряжение вихревого шнуря 15  
Невибрирующее крыло 448  
Нейтральная устойчивость 361  
Нейтральный самолет 66  
Неразрывности уравнение 16, 17, 20, 47, 48  
Неустойчивость апериодическая 375  
Неустойчивый самолет 66, 347  
Номинальная мощность 163  
Нормальная сила 28, 30, 71  
Нулевая тяга 478—480  
Нулевой подъемной силы угол 112  
Нуссельта число 56, 231

**О**

Обдувка 270, 271, 274, 354, 400, 477  
Оборотов метод 260

Обратное качество 8, 65  
Окружной к. п. д. винта 184  
Ометаемая винтом площадь 8, 179, 182, 269  
Опасный перевал при штопоре 414, 417, 422  
Осенняя дуга 112, 118  
Осенняя компенсация 159, 350, 387, 400  
Оси координат 25, 378, 411  
Ось жесткости 448  
Ось штопора 410  
Относительная плотность 473 (464—466)  
Относительная поступь 8, 175, 186, 208  
Относительная теория винта 198  
Относительный к. п. д. винта 184  
Относительный шаг 175  
Отсос пограничного слоя 151—154

**П**

Парабола индуктивного сопротивления 66  
Парашют (аэродинамические коэффициенты) 335  
Пекле число 231  
Перекомпенсация 400, 448  
Перекрытие (покрытие) винта 175, 204, 208  
Пито трубка 45—48, 51, 53, 479  
Плавающие элероны 388  
Плоско-параллельный поток 20, 23  
Плоское крыло 91  
Плотность воздуха 8, 464  
Плотность воздуха относительная 8 (464—466), 473  
Пограничный слой 23, 33, 58  
Подвесные элероны 387  
Подъемная сила 27  
Подобия закон 25, 33, 174  
Подобия число (критерий) 25, 30—33, 56, 230  
Поле скоростей 12  
Полное давление (напор) 45, 46  
Поперечная устойчивость (момент) 28  
Поперечная устойчивость 382, 384, 386, 411, 436, 437  
Поперечная сила 28  
Поплавки гидросамолета (аэродинамические коэффициенты) 326, 335  
Посадка 338, 342, 343, 360, 363, 485—488  
Посадочная скорость 342, 343, 485—487  
Поступь (относительная поступь винта) 8, 175, 176, 208  
Потенциальный поток 13, 17, 33  
Потеря напора в радиаторе 237—240  
Потолок (пределная высота) 206, 259, 278, 287, 293, 473—475  
Потолок практический 278  
Потолок теоретический 278  
Потребная мощность 279—280, 284, 289—291, 495  
Потребная тяга 259, 276, 279  
Потребные обороты 284—287, 289, 492, 493  
Потребные скорости 259  
Прандтля число 231  
Прандтля метод 131  
Предел (граница) высотности мотора 165—171, 465  
Предельная скорость 450, 451  
Предельная центровка 361, 362, 364, 369, 370  
Предкрылок 139—147, 293  
Принудительное охлаждение 253  
Присоединенная масса 21  
Присоединенный вихрь 85, 185  
Пробег 343, 485—488  
Продольная динамическая устойчивость 372  
Продольная статическая устойчивость 66, 347—371, 481

**Р**  
Продольная устойчивость (момент) 28

Продольные колебания самолета 375  
Профиль 59, 77, 80—82, 91, 104, 105, 108, 111—115, 117—120, 122—127, 178, 193—198, 295, 388, 426, 433, 435, 437, 452  
Профильное сопротивление 280  
Пульсации скорости 34, 46, 52, 54  
Путевая скорость 469

**Р**

Рабочая часть трубы 39, 40—42, 44, 45, 51, 76, 79, 81, 82  
Радиатор (водяной) 232—242  
Радиатор (масляный) 242—244  
Радиус витка штопора 410  
Радиус виража 403, 405  
Радиус кривизны траектории 490  
Разбег 206, 207, 339, 429, 485—488  
Разгон 341, 342  
Разогрева кривая 246  
Разрезное крыло 139, 146  
Располагаемая мощность 262—268, 281, 289—291, 404—406  
Располагаемая тяга 338  
Располагаемые обороты 284—291, 403, 492, 493  
Распределение давления 68, 73, 80, 154  
Расход горючего 280, 291, 491—493  
Реверс 452  
Редуктор (редукция) 205, 209  
Рейнольдса число 30, 40, 56, 58, 78, 79, 113, 114, 119, 152—154, 231, 260  
Роговая или боковая компенсация 350, 399  
Рысканья момент 27, 60, 61, 63, 66

**С**

Свес крыла 129  
Сверхзвуковая скорость 24, 82, 194  
Сдувание пограничного слоя 151—153  
Серво-компенсация 362  
Серво-компенсатор 350, 351, 361—363, 365, 370, 400, 448  
Серво-руль 350, 365, 368, 369  
Скольжения угол 26, 60, 61  
Скоростной напор 8, 26, 46, 50, 51, 55, 64  
Скорость дивергенции 450, 451, 453, 455  
Скорость звука 31, 175  
Скорость отрыва 338  
Скорость подсасывания 179, 182  
Скорость реверса 453—455  
Скос потока 127, 128, 139, 140, 158, 204, 351—354, 360, 366, 367, 409  
Спиральная неустойчивость 382  
Способ Рита 264  
Средний размах 129  
Средняя аэродинамическая хорда 370, 371  
Средняя линия 112, 192  
Статическая боковая устойчивость самолета 384—386  
Статическая поперечная устойчивость 383  
Статическая продольная устойчивость 66, 347—371  
Стойка (аэродинамические коэффициенты) 297, 323—325  
Сток 19, 20  
Стокса теорема 15  
Стреловидность 104—108  
Струйка 13, 24  
Струхала число 32  
Сужение крыла 89—91, 108, 109, 451

## Т

- Тангажа момент 27, 60, 61  
 Тангенциальная сила 28  
 Тарировка указателя скорости 467—470  
 Температура воздуха 8, 464  
 Теорема Жуковского 21  
 Теоретическая аэродинамика 11  
 Теоретический потолок 278  
 Теплоемкость воздуха 231—248  
 Теплопередачи коэффициент 56, 231—236, 245, 249  
 Теплопроводности коэффициент 56, 231, 234  
 Термоанемометр 47, 52, 54  
 Термодинамический коэффициент охлаждения 249  
 Толкающий винт 274  
 Толщина профиля 59, 112, 114, 116, 118, 154, 178, 194  
 Томсон теорема 15  
 Торможение скорости 158, 188—190, 350  
 Траектория 13  
 Траектория взлета 487  
 Трение воздуха 35  
 Триммер 350, 365, 368—400  
 Труба больших скоростей 78, 80—82  
 Труба переменной плотности 78—81  
 Трубка Вентури 47, 48  
 Трубка Пито 45—48, 51, 53, 479  
 Трубка тока 13  
 Турбулентности мера 33, 34, 53, 54  
 Турбулентность 24, 33, 34, 46, 53—59, 79, 80, 113—115, 119  
 Турбулентный пограничный слой 33, 35, 58, 59  
 Тяга винта 176, 179, 182—184, 186, 187, 275, 276—279, 338—342, 344, 368, 373, 478, 479, 490, 498

## У

- Угол атаки 8, 26  
 Угол деградации 133  
 Угол нулевой подъемной силы 112  
 Угол скоса потока 8, 127, 128, 139, 140, 158, 204, 351—354, 360, 366, 367, 409  
 Угол установки лопасти винта 175, 206, 208, Угол установки стабилизатора 364, 368  
 Удельный расход топлива 164—171  
 Удлинение (относительное) 8, 75  
 Управляемость 374, 363, 370, 398, 484, 488, 490  
 Усилие на ручке 363, 369, 399—402  
 Усилия при управлении щитками 158  
 Устойчивости пути момент 28, 29, 62  
 Устойчивость пути самолета 383, 385, 460  
 Устойчивый самолет 66, 67, 347, 482, 488

## Ф

- Фактор индукции 199  
 Фаулера крыло 139  
 Флаттер 441, 444, 448, 464, 468  
 Флюгерная устойчивость 382  
 Фокус 104, 106, 113  
 Фруда число 32

- Фугоидное движение самолета 377  
 Фугоидные колебания 376

## Х

- Характеристики серий профилей аэродинамические 118  
 Характеристики профиля аэродинамические 111  
 Характеристики авиационных моторов 161  
 Характеристики семейств винтов 178, 265  
 Характеристики винтомоторной группы 262, 275  
 Хорда крыла 111

## Ц

- Центр давления 66, 105, 158, 456  
 Центр тяжести руля 449  
 Центр тяжести элерона 441  
 Центровка 361, 369, 370, 435  
 Цилиндрический насадок 50, 51  
 Циркуляция скорости 8, 14, 15, 21, 71, 85—89, 127, 186, 191, 203

## Ч

- Часовой расход горючего 289—291, 491—493  
 Частота собственных колебаний 220—224, 444  
 Числа (критерии) подобия 8, 30—33, 231

## Ш

- Шаг винта 175, 178, 192, 204, 206, 210, 264, 265, 471, 479  
 Шарнирный момент 63, 64, 67, 159, 364, 368, 360, 361, 399, 400  
 Шасси (аэродинамические характеристики) 326, 328, 329, 336  
 Шероховатость 35  
 Штопор 408—438

## Щ

- Щитки-закрылки 153—159, 291, 357, 360, 364, 395, 396, 409

## Э

- Эквивалентная мощность мотора 164  
 Эквивалентная толщина 113—115  
 Эквивалентное удлинение 131, 201  
 Эквивалентное отверстие 250  
 Эквипотенциальная поверхность 13  
 Экономическая скорость 279, 283  
 Экспериментальная аэродинамика 11, 25, 64  
 Эксплоатационная мощность мотора 163  
 Элефоны 387—402, 409, 425, 426, 435, 437, 448, 449, 454, 455  
 Эффективная мощность 163, 230, 244  
 Эффективное число Рейнольдса 59  
 Эффективность оперения 350, 351, 364, 369  
 Эффективность рулей 66, 67, 367, 455, 456  
 Эффективность элеронов 396, 398, 399  
 Эффективный к. п. д. винта 191

## ОГЛАВЛЕНИЕ

Основные обозначения . . . . .	8
<b>Основные положения аэродинамики</b>	
Теоретическая аэродинамика . . . . .	11
Экспериментальная аэродинамика . . . . .	25
Оси координат . . . . .	25
Аэродинамические коэффициенты . . . . .	26
Краткие сведения о других системах координат . . . . .	29
Критерии подобия . . . . .	30
Пограничный слой и турбулентность . . . . .	33
<b>Аэродинамические трубы и методика эксперимента в них</b>	
Аэродинамические трубы . . . . .	39
Измерение скорости потока . . . . .	45
Турбулентность аэродинамических труб . . . . .	53
Основные эксперименты в аэродинамических трубах . . . . .	60
Методы определения распределения давления . . . . .	68
Поправки к результатам испытаний в аэродинамических трубах . . . . .	73
Требования к моделям . . . . .	77
Трубы переменной плотности и трубы больших скоростей . . . . .	78
<b>Аэродинамический расчет крыльев самолета</b>	
Аэродинамический расчет крыла моноплана . . . . .	85
Метод Глаузерта . . . . .	86
Метод Лотц . . . . .	87
Распределение аэродинамической нагрузки по размаху трапециевидных крыльев с различными сужениями, длиной центроплана и закрученностью . . . . .	90
Распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыльев произвольной формы . . . . .	98
Влияние формы крыла на его аэродинамические свойства . . . . .	101
Подъемная сила . . . . .	101
Индуктивное сопротивление . . . . .	103
Влияние закрученности и стреловидности на величину момента продольной устойчивости . . . . .	104
Влияние сужения крыла на его поперечную устойчивость . . . . .	108
Порядок расчета крыла . . . . .	108
Зависимость аэродинамических характеристик профиля от его геометрических параметров . . . . .	111
Геометрические параметры профиля . . . . .	111
Основные аэродинамические характеристики профиля . . . . .	112
Учет масштабного эффекта и начальной турбулентности потока . . . . .	113
Приближенное построение аэродинамических характеристик крыла . . . . .	118
Аэродинамические характеристики серий профилей крыльев . . . . .	118
Аэродинамический расчет бипланной коробки . . . . .	127
Метод Бетца . . . . .	127
Метод Прандтля . . . . .	131
Графо-аналитический прием Козлова . . . . .	133
Приближенная формула Прандтля . . . . .	136
<b>Приспособления для увеличения максимальной подъемной силы крыла</b>	
Разрезные крылья . . . . .	139
Отсасывание и сдувание пограничного слоя . . . . .	151
Щитки-закрылки . . . . .	153

## Основные сведения о характеристиках авиационных моторов

Определения . . . . .	163
Приведение мощности мотора к нормальным атмосферным условиям . . . . .	164
Построение высотной характеристики мотора . . . . .	165
Характеристики некоторых современных авиационных моторов . . . . .	166

## Воздушные винты

Основные параметры и характеристики винтов . . . . .	175
Влияние различных параметров на работу винта . . . . .	178
Характеристики семейств винтов . . . . .	178
Теория идеального винта . . . . .	179
Вихревая теория винта Н. Е. Жуковского . . . . .	185
Взаимное влияние винта и самолета . . . . .	187
Проектирование и поверочный аэродинамический расчет винта . . . . .	190
Винтовые профили . . . . .	193
Расчет винтов по относительной теории . . . . .	198
Пересчет характеристики винта на другое покрытие . . . . .	204
Работа винта с редуктором . . . . .	205
Винты tandem . . . . .	205
Винты изменяемого шага . . . . .	206
Контрпропеллеры . . . . .	207
Замечания о выборе расчетной точки и отдельных параметров винта . . . . .	208
Чертеж винта . . . . .	210
Расчет винта на прочность . . . . .	210
Вычисление максимальных напряжений . . . . .	211
Формулы для изгибающих и крутящих моментов, действующих на лопасть . . . . .	214
О вычислении деформаций и моментов . . . . .	217
Простейший расчет на изгиб и кручение . . . . .	217
Расчет на изгиб с разгрузкой . . . . .	217
Расчет на кручение изогнутой лопасти . . . . .	222
Вибрации винтов . . . . .	222
Основные ур-ия колебаний изгиба . . . . .	222
Определения собственных частот . . . . .	223
Определение чисел оборотов винта, опасных в смысле резонанса . . . . .	224
О допущениях, принимаемых в расчете винта на вибрации . . . . .	224

## Аэродинамические характеристики и теплоотдача устройств, охлаждающих мотор

Критерии подобия . . . . .	230
Жидкостное охлаждение . . . . .	230
Водяное охлаждение . . . . .	232
Охлаждение высококипящими жидкостями . . . . .	240
Системы водяного охлаждения с парообразованием . . . . .	240
Охлаждение масла . . . . .	242
Расчет температур охлаждающей жидкости в случае неустановившихся режимов полета . . . . .	245
Воздушное охлаждение . . . . .	246
К. п. д. капота . . . . .	251
Принудительное охлаждение . . . . .	253
Аэродинамический расчет капота . . . . .	253

## Аэродинамический расчет самолета

Построение поляры самолета . . . . .	260
Подбор винта и построение характеристики винтомоторной группы . . . . .	262
Способ определения $\lambda$ и $\beta$ . . . . .	262
Способ Рита . . . . .	264
Американский способ (коэффициенты $c_s$ ) . . . . .	266
Взаимное влияние винта и самолета . . . . .	267
Винты tandem . . . . .	275
О выборе расчетной точки для винта . . . . .	275
Определение тяги винта на месте и на малых скоростях . . . . .	275
Метод тяг . . . . .	276
Метод мощностей . . . . .	279
Логарифмический метод . . . . .	281
Метод оборотов . . . . .	284

Дальность полета . . . . .	288
Приближенные формулы для определения летных качеств самолета . . . . .	292
Влияние изменения различных факторов на летные качества самолета . . . . .	294
Замечания о практике применения различных методов аэродинамического расчета в конструкторских бюро . . . . .	295
Интерференция . . . . .	295
Таблицы аэродинамических коэффициентов . . . . .	307
Взлет и посадка самолета . . . . .	338

## Устойчивость самолета. Подбор органов управления

Продольная статическая устойчивость и балансировка самолета . . . . .	347
Основные формулы . . . . .	348
Определение установочного угла стабилизатора . . . . .	361
Определение предельных центровок . . . . .	361
Определение потребных углов отклонения руля и триммера на основных режимах . . . . .	362
Определение меры устойчивости и управляемости . . . . .	363
Усилие на ручке управления . . . . .	363
Расчет устойчивости по данным испытания модели самолета в аэродинамической трубе . . . . .	364
Факторы, влияющие на продольную статическую устойчивость . . . . .	369
Средняя аэродинамическая хорда и ее практическое определение . . . . .	370
Продольная динамическая устойчивость самолета . . . . .	372
Основные уравнения . . . . .	375
Два вида продольных колебаний самолета . . . . .	378
Боковая устойчивость самолета . . . . .	378
Боковая динамическая устойчивость самолета . . . . .	383
Боковая статическая устойчивость самолета . . . . .	387
Элероны . . . . .	387
Типы элеронов . . . . .	388
Действие элеронов . . . . .	389
Характеристики элеронов . . . . .	395
Размеры элеронов . . . . .	395
Движение крена на малых углах атаки. Эффективность элеронов . . . . .	396
Шарнирные моменты элеронов . . . . .	399
Вираж . . . . .	402
Теоретический расчет виража . . . . .	403
Пересчет на другие условия . . . . .	405

## Полет в закритической области. Штопор

Моменты аэродинамических и центробежных сил . . . . .	411
Основные исследования по штопору в лаборатории . . . . .	419
Замечание по поводу неустановившегося движения при выходе из штопора . . . . .	419
Классификация штопоров по признаку перевала . . . . .	420
Принципы обеспечения безопасности штопора . . . . .	426
Основные конструктивные мероприятия для обеспечения безопасности штопора . . . . .	427
Потеря устойчивости и управляемости при потере скорости . . . . .	436

## Вибрации и перекручивание крыла и оперения

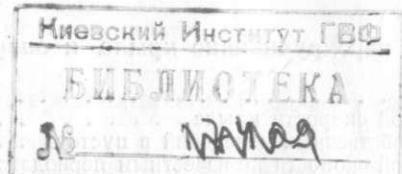
Флаттер . . . . .	441
Определение критической скорости крыла . . . . .	441
Определение частоты собственных колебаний в пустоте . . . . .	444
Определение критической скорости по известным периодам собственных колебаний . . . . .	444
Влияние различных параметров на величину критической скорости крыла . . . . .	444
Невибрирующее крыло . . . . .	448
Влияние элерона на флаттер крыла . . . . .	448
Меры против флаттера хвостового оперения . . . . .	448
Дивергенция (перекручивание крыла) . . . . .	449
Способ определения скорости дивергенции . . . . .	450
Способы определения предельной скорости . . . . .	451
Реверс . . . . .	452
Эффективность рулей при выходе самолета из пикирования или крутого планирования . . . . .	455

## Испытания самолетов в полете

Виды испытаний . . . . .	459
Заводские испытания опытных самолетов . . . . .	459
Международная стандартная атмосфера . . . . .	467
Полетные испытания, их проведение и обработка . . . . .	467
Примерная программа полетных испытаний опытного самолета . . . . .	467
Тарировка указателя скорости . . . . .	468
Определение границы высотности мотора . . . . .	470
Подбор шага винта . . . . .	471
Определение скороподъемности и максимальных скоростей на разных высотах . . . . .	473
Снятие поляры самолета в полете . . . . .	477
Снятие характеристик винтов . . . . .	480
Снятие характеристик продольной статической устойчивости . . . . .	481
Определение характеристик взлета и посадки . . . . .	485
Испытания на динамическую устойчивость, маневренность, управляемость и балансировку . . . . .	488
Определение расхода горючего и дальности полета . . . . .	491
Испытания самолета на штопор . . . . .	495
Испытания многомоторных самолетов . . . . .	497
Облет самолета . . . . .	498
Передача самолета на государственные испытания . . . . .	498
Другие виды испытаний . . . . .	499
Испытания головных серийных самолетов . . . . .	499
Испытания серийных самолетов . . . . .	499
Сдаточные испытания . . . . .	500
Государственные испытания . . . . .	500
Предметный указатель . . . . .	503

Бороться с врагом Гоминьцами, в упор!

163128



Сдано в набор 29/V—1937 г. Подписано к печати 27/IX—1937 г. Формат бумаги 72×108.  
Объем 32 печ. листа по 70 000 знак. Уполн. Мособлгорлита № Б-5246. Тираж 7000 экз.  
Заказ № 2366.

1-я Образцовая типография Огиза РСФСР треста „Полиграфкнига“. Москва, Валовая, 28.

