

ИНЖЕНЕР-МЕХАНИК  
П. И. ОСИПЕНКО

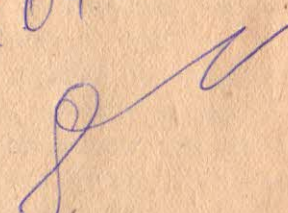
# АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ САМОЛЕТОВ

1 9 3 3

ОНТИ НКТП СССР  
ГОСУДАРСТВЕННОЕ  
АВИАЦИОННОЕ И АВТОТРАКТОРНОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО

ИНЖЕНЕР-МЕХАНИК  
П. И. ОСИПЕНКО

# АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ САМОЛЕТОВ

Поступило в ВУЗ  
М. А. И. 12.04.1962  




О Н Т И Н К Т П С С С Р  
ГОСУДАРСТВЕННОЕ  
АВИАЦИОННОЕ И АВТОТРАКТОРНОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО  
МОСКВА 1933 ЛЕНИНГРАД

*В книге изложен аэродинамический расчет самолета-моноплана в доступной для впервые приступающие к аэродинамическому расчету форме. Для облегчения работы учащегося все изложение расчета построено на конкретном примере. Книга предназначена главным образом, для лиц, окончивших нормальный курс авиатехникума и приступающих к самостоятельной работе по самолетным дисциплинам.*

Редактор В. В. Маркин  
Выпускающий Л. М. Аптекарь

Технический редактор А. В. Любецкий  
Корректор А. Осокина

Сдано в набор 17/X 1932 г. Подписано к печати 10/I 1933 г. Формат бумаги 62×94/16.  
Колич. печ. л. 33<sup>3</sup>/<sub>4</sub>. Колич. печ. зн. в листе 57 408. Тираж 8000. Главлит В-45568.  
Изд. № 262. Индекс АА-30-4-2. Заказ 3960.

1-я тип. Огиза РСФСР „Образцовая“. Москва, Валовая, 28.

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Излагаемый здесь материал по аэродинамическому расчету самолетов, рассчитан не столько для нормального курса авиационного техникума, сколько для окончивших техникум и работающих по самолетным дисциплинам. Материал может служить также пособием и для предполагаемых при 1-м Государственном авиационном техникуме курсов подготовки преподавателей техникума.

Здесь для краткости и лучшей усвояемости вопроса слушателем, впервые приступающим к аэродинамическому расчету самолета, приводится расчет самолета-моноплана, и при этом расчет только по мощностям. Общеизвестно, что подобные расчеты ведутся или по тягам, или по мощностям, причем расчет по тягам более «длительный», но и более точный. Расчет по мощностям короче и в большинстве случаев им и пользуются, так как точность его очень незначительно отклоняется от расчета по тягам.

Нужно иметь в виду, что приводимый расчет делается для эскизных проектов самолета, т. е. для того случая, когда уже окончательно выработаны технические требования к самолету: его грузоподъемность, максимальная скорость, скороподъемность, потолок и посадочная скорость, а также когда намечена и схема самолета. Подобным же образом можно производить проверочный расчет и построенного самолета.

Для облегчения работы учащегося все изложение расчета построено на конкретном примере.

Учащемуся совершенно необходимо самостоятельно проделать все приведенные расчеты и на основании самостоятельных подсчетов построить все графики. С этой целью даны характеристики нескольких дужек.

## АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ САМОЛЕТА-МОНОПЛАНА

### 1. Пересчет дужки с одного удлинения на другое

Построение поляры Лилиенталя. Предположим, что для проектируемого самолета мы выбрали для крыла дужку из атласа Прандтля № 387. Все дужки продуваются в аэродинамической трубе и для каждой из них при определенных углах атаки  $\alpha$  получаются коэффициенты подъемной силы и сопротивления. При этом характеристики дужек Прандтля даются в следующих немецких коэффициентах:

$C_a$  — коэффициент подъемной силы;

$C_w$  — коэффициент лобового сопротивления.

Упомянутая дужка № 387 имеет данные, помещенные в табл. 1.

В своих расчетах мы всегда принимаем следующие коэффициенты:

$C_y$  — коэффициент подъемной силы;

$C_x$  — коэффициент лобового сопротивления.

Эти коэффициенты по своей абсолютной величине в 200 раз менее приведенных в табл. 1 немецких коэффициентов  $C_a$  и  $C_w$ , т. е.

$$\begin{aligned} C_a &= 200 C_y, \\ C_w &= 200 C_x. \end{aligned}$$

Ввиду этого пересчитаем табл. 1 на свои коэффициенты  $C_y$  и  $C_x$  по следующей формуле:

$$C_y = \frac{C_a}{200}, \quad (1)$$

$$C_x = \frac{C_w}{200}. \quad (2)$$

Пример. Из табл. 1 берем верхнюю строку и определяем для угла атаки  $\alpha = -9^\circ$ :

$$C_y = \frac{C_a}{200} = \frac{-10,4}{200} = -0,052; \quad C_x = \frac{C_w}{200} = \frac{6,90}{200} = 0,0345;$$

для второй строки, т. е. для угла атаки  $\alpha = -6^\circ$ :

$$C_y = \frac{C_a}{200} = \frac{8,2}{200} = 0,041; \quad C_x = \frac{C_w}{200} = \frac{1,50}{200} = 0,0075$$

и т. д.

Полученные данные сводим в табл. 2.

Таблица 1

Продувки в аэродинамической трубе  
дужки № 387

$\alpha$	$C_a$	$C_w$
— 9,0	— 10,4	6,90
— 6,0	8,2	1,50
— 4,6	18,2	1,79
— 3,1	28	2,11
— 1,6	38	2,35
— 0,2	46,8	2,91
1,3	58,1	3,57
2,7	68,1	4,38
4,2	78,9	5,31
5,7	87,2	6,31
8,6	108,5	9,21
11,6	121,8	12,4
14,5	134,0	16,2
17,5	136,0	21,7

Таблица 2

Продувки в аэродинамической трубе  
дужки № 387

$\alpha$	$C_y$	$C_x$
— 9,0	— 0,052	0,0345
— 6,0	0,041	0,0075
— 4,6	0,0910	0,00895
— 3,1	0,140	0,0100
— 1,6	0,190	0,0117
— 0,2	0,234	0,0145
1,3	0,295	0,0178
2,7	0,345	0,0219
4,2	0,395	0,0265
5,7	0,436	0,0315
8,6	0,542	0,0465
11,6	0,605	0,0620
14,5	0,670	0,0810
17,5	0,680	0,1085

Этой таблицей мы и будем пользоваться в дальнейшем расчете.

Необходимо помнить, что данные продувки всякой дужки получены при вполне определенном ее удлинении  $\lambda$  (греческая буква — лямбда).

Данные в табл. 1 (а следовательно и в табл. 2) получены при удлинении дужки  $\lambda=5$ .

Припомним, что представляет собой удлинение.

Если  $l$  — размах крыла, а  $b$  — ширина его, то площадь крыла  $S = l \cdot b$ . Вводим величину  $\lambda$  — относительный размах или удлинение, — определяя ее для прямоугольного крыла как отношение размаха к ширине крыла, т. е.

$$\lambda = \frac{l}{b}. \quad (3)$$

Формулу удлинения  $\lambda$  для крыла любой формы мы получим, если введем в формулу (3) величину площади крыла  $S$ . Для этого в формуле (3) заменим ширину  $b$  равенством:

$$b = \frac{S}{l};$$

тогда

$$\lambda = \frac{l}{b} = l : \frac{S}{l},$$

т. е. удлинение для любой формы крыла равно:

$$\lambda = \frac{l^2}{S}. \quad (4)$$

Этой формулой пользуются очень часто при проектировании для определения площади крыла, когда его ширина еще не установлена, т. е.

$$S = \frac{l^2}{\lambda}. \quad (5)$$

Продолжаем расчет и строим поляру Лилиентала 1-го рода ( $C_y$  по  $C_x$ ) (фиг. 1) для нашей дужки с удлинением  $\lambda=5$  по данным табл. 2.

Для построения этой кривой цифровые данные табл. 2 откладываем следующим образом:

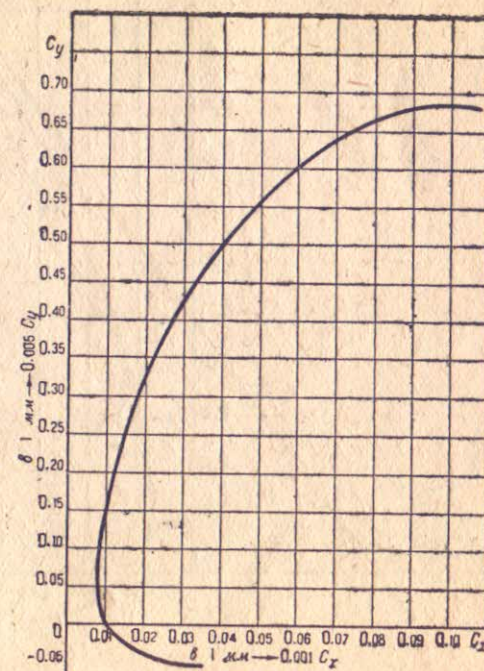
$C_y$  — по оси  $y$ -ов (вертикальная ось) и  $C_x$  по оси  $x$ -ов (горизонтальная ось). Так как  $C_y$  и  $C_x$  по своим абсолютным величинам значительно отличаются друг от друга, то построение кривой Лилиентала в одинаковых масштабах для  $C_y$  и  $C_x$  заняло бы большой формат бумаги. Для избежания этого обычно построение производят в искаженном масштабе, откладывая для  $C_y=0,1$  по оси  $y$ -ов 20 мм и для  $C_x=0,01$  по оси  $x$ -ов 10 мм.

Этот масштаб мы и соблюдаем на фиг. 1.

**Разметка углов атаки поляры Лилиентала.** В построенной кривой Лилиентала на фиг. 1 нам необходимо для каждой взятой точки по табл. 2 отметить углы атаки  $\alpha$ , но так как в табл. 2 (как и при всякой продувке) эти углы даны не в целых градусах, то пользоваться этими дробными величинами градусов было бы неудобно.

Ввиду этого повторим построение кривой Лилиентала на фиг. 2.

На этой же фигуре нанесем вторую кривую  $C_y$  по  $\alpha$ , откладывая, как и ранее,  $C_y$  по оси  $y$ -ов, а углы атаки  $\alpha$  — по оси  $x$ -ов, взяв на последней для углов атаки свой масштаб. Цифровые данные для построения берем из табл. 2.

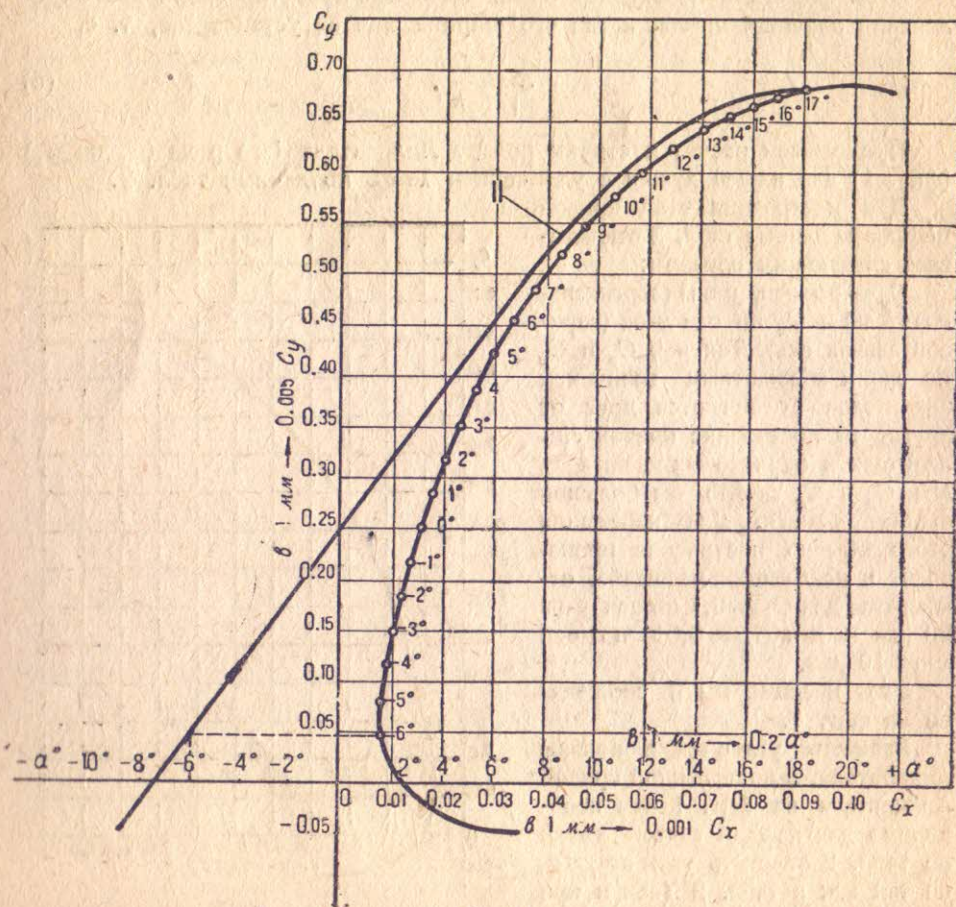


Фиг. 1.

<sup>1</sup> Здесь и в дальнейшем ординаты называются «осью  $y$ -ов» и абсциссы «осью  $x$ -ов».

Пользуясь кривой  $C_y$  по  $\alpha$  (на фиг. 2 она показана цифрой II), разметим на этом чертеже на кривой Лилиенталя углы атаки в целых числах. Делаем это следующим образом.

Предположим, что мы хотим отметить на кривой Лилиенталя угол атаки  $\alpha = -6^\circ$ . Для этого от оси  $x$ -ов, где имеется  $-6^\circ$ , идем по вертикали вверх параллельно оси  $y$ -ов до пересечения с кривой  $C_y$  по  $\alpha$  (I) и от точки пересечения с последней проводим горизонтальную прямую, параллельную оси  $x$ -ов. Точка пересечения с кривой Лилиенталя и даст на ней искомый угол атаки  $\alpha = -6^\circ$ . Это построение показано на фиг. 2 пунк-



Фиг. 2.

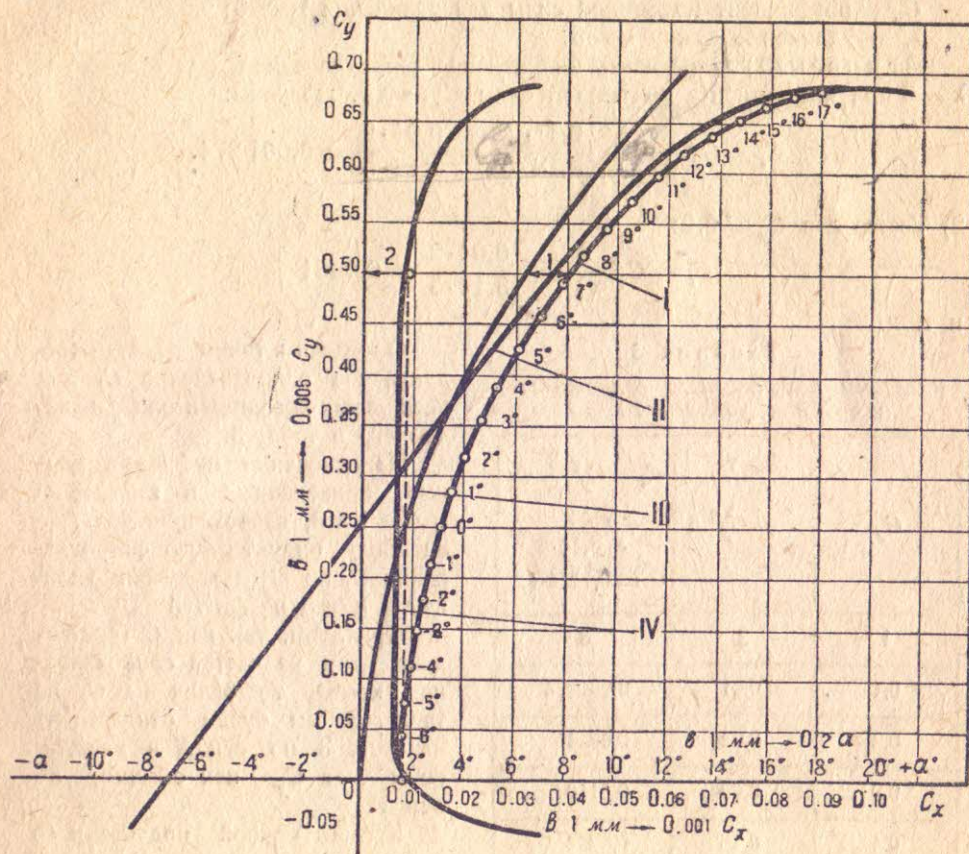
тирными линиями. Подобным образом производим отметку и остальных углов атаки.

Нахождение индуктивного сопротивления и построение кривой его. До сих пор мы имели дело с дужкой, удлинение которой составляет  $\lambda = 5$ . Но эта дужка представляет собою не что иное, как модель крыла, испытанную в аэродинамической трубе, но не самое крыло. Обычно крыло самолета имеет несколько большее удлинение, так как последнее выгодно с точки зрения повышения летных качеств самолета.

Предположим, что для нашего крыла необходимо удлинение  $\lambda_2 = 7$ . Для этого удлинения крыла нам и необходимо пересчитать нашу дужку, так как при углах атаки, указанных в табл. 2, коэффициенты  $C_y$  и  $C_x$  благодаря изменению удлинения будут уже другими.

Для пересчета дужки с удлинения  $\lambda_1 = 5$  на  $\lambda_2 = 7$  нам необходимо учесть индуктивное и профильное сопротивления дужки.

С индуктивным сопротивлением учащийся должен быть уже знаком при прохождении курса теории авиации. Напомним все же, что индуктивное



Фиг. 3.

сопротивление появляется вследствие влияния вихревых усов, сбегающих с концов крыльев. Это вихревое движение вызывает скос потока в том месте, где находится крыло, и уменьшает угол атаки его. В результате подъемная сила крыла уменьшится соответственно новому углу атаки и, кроме того, появится дополнительное лобовое сопротивление или, как мы его уже называли, индуктивное сопротивление <sup>1</sup>.

<sup>1</sup> Учащийся, желающий более подробно ознакомиться с индуктивным сопротивлением, может обратиться к книге Б. Н. Юрьева — «Индуктивное сопротивление крыльев аэроплана».

Найдем первоначально индуктивное сопротивление  $C_i$  для удлинения  $\lambda=5$ . Величина индуктивного сопротивления пропорциональна квадрату  $C_y$  и подсчитывается по формуле:

$$C_i = C_y^2 \frac{2}{\pi \lambda_1}, \quad (6)$$

где:

$C_i$  — величина индуктивного сопротивления;

$C_y^2$  — коэффициент подъемной силы для удлинения,  $\lambda_1=5$ ;

$\lambda_1$  — удлинение дужки  $\lambda=5$ .

Примеры. 1) Определить индуктивное сопротивление  $C_i$  для удлинения  $\lambda=5$  при коэффициенте подъемной силы  $C_y=0,1$ . Получим:

$$C_i = C_y^2 \frac{2}{\pi \lambda_1} = \frac{0,1^2 \cdot 2}{3,14 \cdot 5} = \frac{0,01 \cdot 2}{3,14 \cdot 5} = 0,001274.$$

2) То же для  $C_y=0,2$ :

$$C_i = C_y^2 \frac{2}{\pi \lambda_1} = \frac{0,04 \cdot 2}{3,14 \cdot 5} = 0,0051$$

и т. д.

Таблица 3

Величины индуктивного сопротивления  $C_i$  для удлинения  $\lambda=5$

$C_y$	$C_y^2$	$C_i = C_y^2 \frac{2}{\pi \lambda_1} = C_y^2 \frac{2}{3,14 \cdot 5} = 0,1274 C_y^2$
1	2	3
0,1	0,01	0,001274
0,2	0,04	0,0051
0,3	0,09	0,0110
0,4	0,16	0,0204
0,5	0,25	0,0320
0,6	0,36	0,0460
0,63	0,397	0,0505
0,66	0,435	0,0555
0,68	0,463	0,0590

двух величин: индуктивного и профильного, т. е.  $C_x = C_i + C_p$ , то нам кроме найденного индуктивного сопротивления  $C_i$  для удлинения  $\lambda=5$

Определим таким образом индуктивное сопротивление  $C_i$  для нескольких коэффициентов  $C_y$  и сведем его в табл. 3.

На основании цифровых данных, приведенных в табл. 3 в графе 1 и 3, нанесем кривую III — параболу индуктивного сопротивления  $C_i$  по  $C_y$  для дужки удлинения  $\lambda=5$  на фиг. 3.

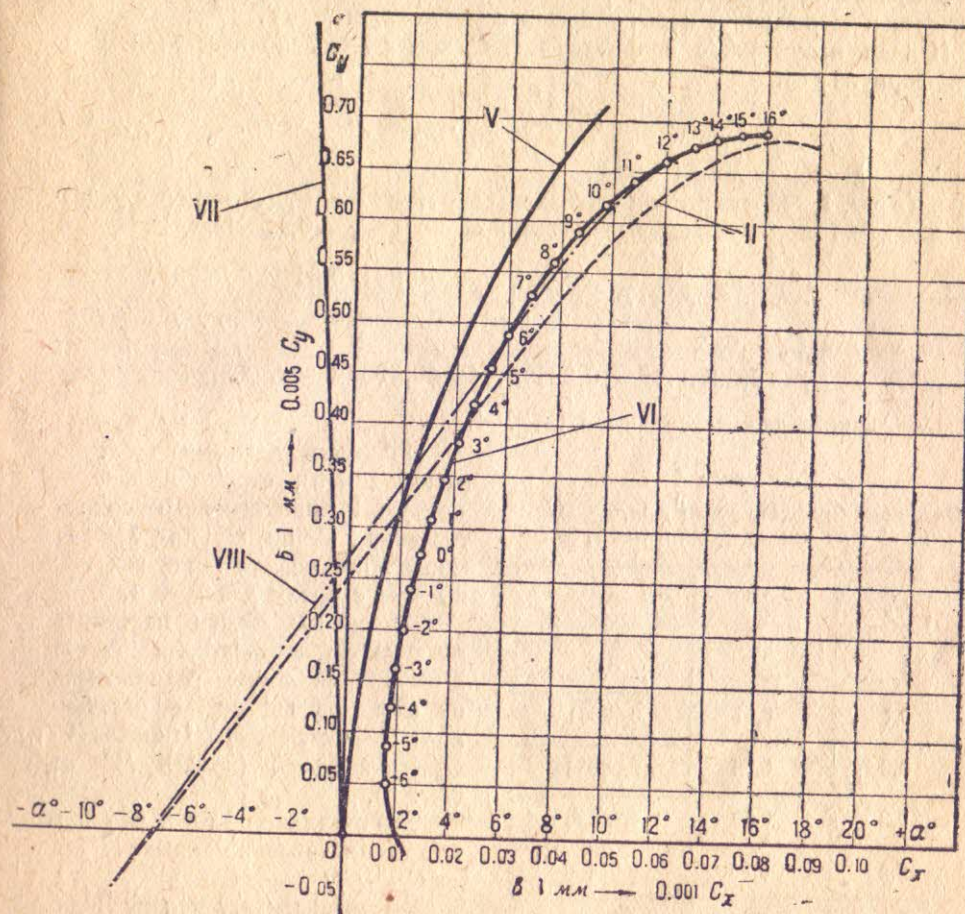
При этом, так как  $C_i$  составляет одну из частей сопротивления крыла, то величины  $C_i$  из табл. 3 мы будем откладывать на фиг. 3 по оси X в масштабе  $C_x$ , а  $C_y$ , как обычно, по оси Y.

Кроме кривой индуктивного сопротивления  $C_i$  по  $C_y$ , показанной на фиг. 3 цифрой III, повторим построение на этом же чертеже предыдущих кривых: поляр Лилиенталя (I) и  $C_y$  по  $\alpha$  (II) для удлинения дужки  $\lambda=5$ , так как эти кривые будут нам нужны.

Построение кривой профильного сопротивления. Так как сопротивление крыла состоит из

необходимо еще найти и профильное сопротивление  $C_p$ . Найдем его графически следующим образом.

Из графиков 1, 2 и 3 мы видим, что все сопротивление  $C_x$  дужки ( $\lambda=5$ ) занимает расстояние от оси у-ов до поляр Лилиенталя. Индуктивное сопротивление  $C_i$  мы уже нашли и построили для него на фиг. 3 кривую III. Отсюда учащийся очевидно уже догадывается, что профильное сопротивление  $C_p$  будет составлять отрезки по горизонтали между кривой индуктивного сопротивления  $C_i$  и поляр Лилиенталя при разных  $C_y$ .



Фиг. 4.

Построим на фиг. 3 эту кривую профильного сопротивления  $C_p$ , которую пометим цифрой IV.

Поясним построение хотя бы одной точки этой кривой  $C_p$ .

Предположим, что на фиг. 3 нам необходимо найти и построить профильное сопротивление при  $C_y=0,5$ . Для этого берем раствором циркуля по высоте  $C_y=0,5$  расстояние 1 по горизонтали между кривой  $C_i$  и поляр Лилиенталя. Это расстояние 1 откладываем (также на высоте  $C_y=0,5$ ) по горизонтали 2 от оси у-ов вправо. Полученная точка (C) и дает

профильное сопротивление  $C_p$ , величину которого мы можем прочесть на шкале  $C_x$ , если опустим из этой точки на шкалу  $C_x$  перпендикуляр. Для найденной точки  $C_p = 0,0085$ . Описанное построение этой точки показано на фиг. 3 пунктирными линиями.

Другие точки  $C_p$  отыскиваем таким же образом и вычерчиваем кривую IV на фиг. 3.

Теперь мы взяли все нужные нам данные от модели крыла удлинения  $\lambda = 5$ .

Индуктивное сопротивление и поляра Лилиентала для дужки другого удлинения. Перейдем к нашему крылу с удлинением  $\lambda = 7$ .

Найдем индуктивное сопротивление  $C_i$  крыла  $\lambda = 7$  по известной уже нам формуле (6):

$$C_i = C_y^2 \frac{2}{\pi \lambda_2}, \quad (6)$$

где  $\lambda_2$  — удлинение крыла  $\lambda = 7$ .

Примеры. 1) Определить индуктивное сопротивление  $C_i$  для крыла с удлинением  $\lambda = 7$  при коэффициенте подъемной силы  $C_y = 0,1$ . Имеем:

$$C_i = C_y^2 \frac{2}{\pi \lambda_2} = C_y^2 \frac{2}{\pi \cdot 7} = 0,091 C_y^2 = 0,091 \cdot 0,01 = 0,00091.$$

2) То же для  $C_y = 0,2$ :

$$C_i = 0,091, C_y^2 = 0,091 \cdot 0,04 = 0,00364 \text{ и т. д.}$$

Полученные данные сводим в табл. 4.

Таблица 4

Величины индуктивного сопротивления  $C_i$  для крыла удлинения  $\lambda_1 = 7$

$C_y$	$C_y^2$	$C_i = 0,091 C_y^2$
1	2	3
0,1	0,01	0,00091
0,2	0,04	0,00364
0,3	0,09	0,00820
0,4	0,16	0,01460
0,5	0,25	0,0228
0,6	0,36	0,0328
0,63	0,397	0,0360
0,66	0,435	0,0396
0,68	0,463	0,0423

Последние будут различны от углов атаки поляры при  $\lambda_1 = 5$  (на фиг. 2

и 3), так как скос потока при разных удлинениях будет различен. Скос потока пропорционален  $C_y$  и определяется формулой:

$$\alpha = \frac{2}{\pi \lambda} C_y.$$

Для новой разметки углов атаки сделаем следующее:

1. На фиг. 4 построим знакомую уже нам кривую II  $C_y$  по  $\alpha$  для  $\lambda_1 = 5$ , пользуясь для этого данными из табл. 2. Эту кривую вычертим пунктиром, чтобы не затемнять чертежа.

2. Разность скоса потока  $\Delta \alpha$  при удлинениях  $\lambda_1 = 5$  и  $\lambda_2 = 7$  мы вычислим в градусах по следующей формуле:

$$\Delta \alpha = \alpha_1 - \alpha_2 = C_y \left( \frac{2}{\pi \lambda_1} - \frac{2}{\pi \lambda_2} \right) \cdot 57,3, \quad (7)$$

где:

$\Delta \alpha$  — разность скоса потока (в градусах) крыльев  $\lambda_1$  и  $\lambda_2$  при одинаковом значении  $C_y$ ;

$\lambda_1$  — удлинение  $\lambda = 5$ ;

$\lambda_2$  — удлинение  $\lambda = 7$ ;

$C_y$  — коэффициент подъемной силы крыла. Мы можем брать любую цифру этого коэффициента в пределах нашей поляры Лилиентала. Обычно же берут величину  $C_y = 0,5$ , что мы в данном случае и сделаем.

Для нашего примера формула (7) дает следующую величину в градусах:

$$\Delta \alpha = \alpha_1 - \alpha_2 = 0,5 \left( \frac{2}{3,14 \cdot 5} - \frac{2}{3,14 \cdot 7} \right) 57,3 = 1,03^\circ.$$

Таким образом получили, что скос потока  $\Delta \alpha$  при взятом  $C_y = 0,5$  равен  $1,03$  градуса.

Замечая, что формула (7) скоса потока  $\Delta \alpha$  представляет уравнение прямой линии (прямо пропорциональной  $C_y$ ), мы воспользуемся этим и построим эту прямую VII на фиг. 4. Сделаем это так: от оси у-ов при взятом значении  $C_y = 0,5$  отложим влево расстояние  $\Delta \alpha = 1,03^\circ$  в масштабе чертежа  $\alpha$ . Левую точку этого расстояния и нулевую точку нашего графика 4 (начало координат) соединим прямой линией VII. Эта прямая VII и будет давать скос потока при разных значениях  $C_y$ .

3. Для того чтобы учесть этот скос в разметке углов атаки  $\alpha$  на поляре Лилиентала, повернем влево нашу кривую (II)  $C_y$  по  $\alpha$  для  $\lambda = 5$  соответственно найденным скосам.

Покажем это на примере для построения хотя бы одной точки.

Возьмем скос для  $C_y = 0,5$ . Измерим расстояние по горизонтали от оси у-ов на высоте 0,5 до прямой VII. Это расстояние на этой же высоте 0,5 отложим по горизонтали от пунктирной кривой  $C_y$  по  $\alpha$  для  $\lambda = 5$  (II) влево. Получим точку.

Продолжая подобное построение для нескольких значений  $C_y$ , получим на фиг. 4 ряд точек, через которые проведем кривую VIII. Эта кривая будет представлять  $C_y$  по  $\alpha$  для  $\lambda_2 = 7$ .

Вычертим ее пунктирными линиями с точками для ясности чертежа.

4. Пользуясь кривой VIII  $C_y$  по  $\alpha$  для  $\lambda_2 = 7$ , разметим углы атаки на поляре Лилиентала VI фиг. 4 для нашего крыла описанным ранее в разделе "Разметка углов атаки поляры Лилиентала" способом, пример которого приведен на фиг. 2.

Таким образом мы получили в результате изложенного пересчета поляр Лилиенталя для нашего крыла с удлинением  $\lambda_2 = 7$ . Этим заканчиваем главу пересчета дужки с одного удлинения на другое.

Отметим все же, что кривые, помещенные на фиг. 1—4, обычно при аэродинамическом расчете вычерчиваются на одном графике, что мы и предлагаем делать учащемуся при его самостоятельной работе. Размещение этих кривых на четырех графиках в данном изложении сделано исключительно из методических соображений.

## 2. Построение поляры Лилиенталя для самолета

Полученная нами в предыдущей главе поляра Лилиенталя для крыла  $\lambda_2 = 7$  не дает еще права воспользоваться ею для нашего самолета по той причине, что там учтено только сопротивление крыльев. Самолет имеет еще дополнительные, кроме крыльев, сопротивления остальных его частей, как то: фюзеляжа, хвостового оперения, шасси, стоек и т. д.

Эти дополнительные вредные сопротивления всех наружных частей самолета, кроме винта<sup>1</sup>, необходимо подсчитать и привести к эквивалентной площади плоской пластинки.

Сводку вредных сопротивлений самолета удобно производить по ниже-следующей табл. 5.

Таблица 5

Наименование деталей	Количество	Общая площадь миделя $F$ м <sup>2</sup>	$C_x$	$C_x \cdot F$
1	2	3	4	5
Фюзеляж	1	1,244	0,12	0,149
Вертикальное оперение	1	2,082 <sup>1</sup>	0,01	0,0208
Горизонтальное оперение	1	3,9 <sup>2</sup>	0,005	0,0195
Костыль	1	0,0132	0,60	0,0792
Передние подкосы шасси	2	0,1224	0,06	0,00735
Задние подкосы шасси	2	0,1272	0,06	0,00765
Ось шасси	1	0,219	0,10	0,0219
Колеса шасси	2	0,360	0,11	0,0396
и т. д.				

$$\Sigma C_x \cdot F = 0,705 \text{ м}^2.$$

В этой табл. 5 заносятся, как и указано в ней, следующие данные: графа 3-я — площадь  $F$  наибольшего сечения детали плоскостью, перпендикулярной направлению движения (мидель) в квадратных метрах;

графа 4-я — коэффициент сопротивления детали  $C_x$  в зависимости от ее формы;

<sup>1</sup> Сопротивление винта учитывается при подборе его к самолету. Описание подбора винта к самолету дадим в одном из очередных выпусков учебника при изложении аэродинамического расчета по тягам.

<sup>2</sup> При подсчете сопротивления вертикального и горизонтального оперения берется не площадь миделя, а площадь в плане.

графа 5-я — произведение  $C_x F$ , необходимое нам для приведения к эквивалентной площади плоской пластинки.

Коэффициенты сопротивления  $C_x$  для разных деталей самолета получаются при продувке их в аэродинамической трубке. При эскизном проекте самолета или при проверочном расчете имеющегося самолета эти коэффициенты берут готовыми из имеющихся таблиц<sup>1</sup>.

Для сокращения, табл. 5 мы не довели до конца. Предположим, как указано у нас в конце табл. 5, что сумма ( $\Sigma$ ) произведений отдельных деталей самолета равна:

$$\Sigma C_x \cdot F = 0,705 \text{ м}^2.$$

Тогда эквивалентную площадь плоской пластинки найдем по формуле:

$$\sigma = \frac{C_x \cdot F}{0,64}. \quad (8)$$

Для нашего примера эта величина ( $\sigma$  — сигма) будет равна:

$$\sigma = \frac{C_x \cdot F}{0,64} = \frac{0,705}{0,64} = 1,10 \text{ м}^2.$$

Пользуясь величиной  $\sigma$ , отнесем вредное сопротивление всех частей самолета к единице площади крыльев. Оно определится по следующей формуле:

$$C_{x_0} = 0,64 \frac{\sigma}{S}, \quad (9)$$

где:

коэффициент 0,64 — сопротивление плоской пластинки, поставленной перпендикулярно к направлению потока;

$\sigma$  — эквивалентная площадь плоской пластинки в м<sup>2</sup>; оно нами только что подсчитано;

$S$  — площадь несущих поверхностей нашего самолета в м<sup>2</sup>.

Возьмем площадь несущих поверхностей  $S$ , равную:

$$S = 45 \text{ м}^2.$$

Тогда сопротивление остальных частей самолета  $C_{x_0}$  по формуле (9) будет равно:

$$C_{x_0} = 0,64 \frac{\sigma}{S} = 0,64 \frac{1,10}{45} = 0,0156.$$

В эту величину, равно как и в формулу (9), сопротивление крыльев не входит, так как оно уже нами учтено при построении поляры Лилиенталя для  $\lambda_2 = 7$  на фиг. 4.

Теперь для построения поляры для самолета сделаем следующее:

1. Перенесем на фиг. 5 путем засечек циркулем поляр Лилиенталя VI для  $\lambda_2 = 7$  из фиг. 3.

2. Передвинем эту поляр на фиг. 5 вправо на величину  $C_{x_0}$  — сопротивление всех остальных частей самолета.

<sup>1</sup> Учащийся, желающий более подробно ознакомиться с получением коэффициентов вредных сопротивлений самолета, может найти это в книге „Материалы по аэродинамическому расчету самолетов“, Труды ЦАГИ, стр. 23—48.

Величину  $C_{x0} = 0,0156$  для нашего примера, как сопротивление, возьмем в масштабе  $C_x$ .

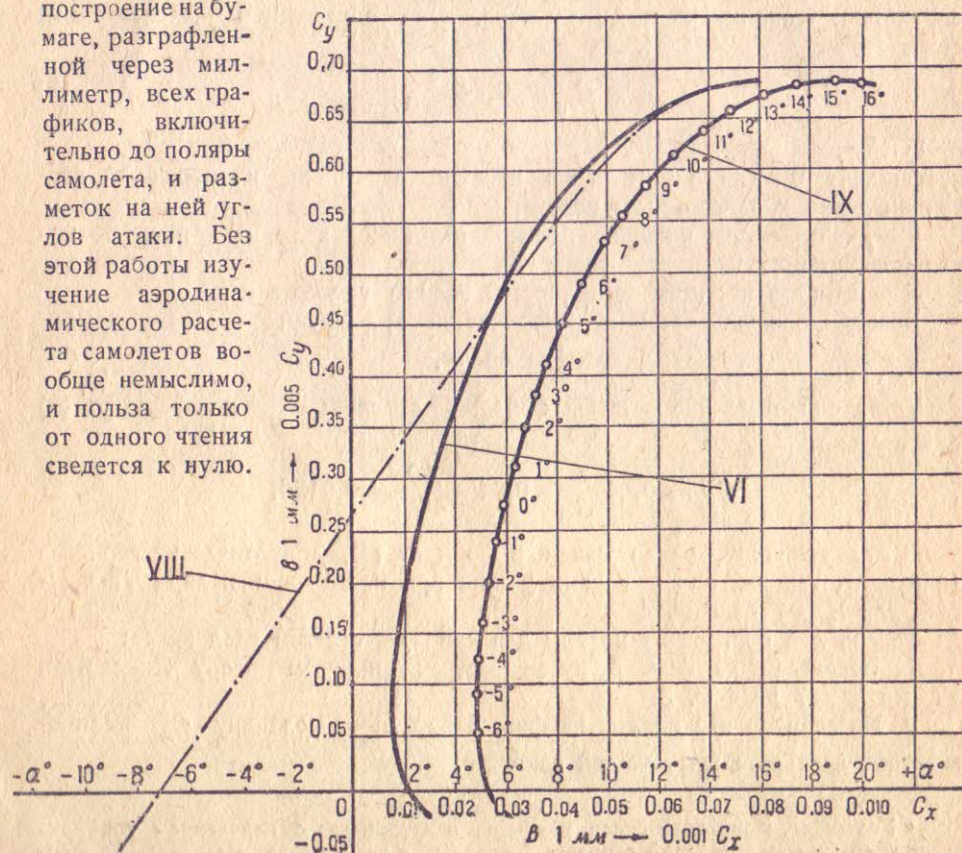
Эта передвинутая на величину  $C_{x0}$  кривая  $IX$  и будет полярной самолета, которой мы уже и будем пользоваться в дальнейшем расчете.

3. Перенесем с фиг. 4 на фиг. 5 путем засечек циркулем кривую  $VIII$   $C_y$  по  $\alpha$  для  $\lambda=7$  и по этой кривой известным нам способом разметим углы атаки  $\alpha$  на нашей поляре самолета  $IX$ .

Таким образом мы получили нужные нам первоначальные данные (поляру самолета) для аэродинамического расчета.

### 3. Характеристика дужек из атласа Прандтля и исходные данные для самостоятельной работы

Для усвоения материала по аэродинамическому расчету самолетов учащийся обязательно должен самостоятельно проделать всю работу по пересчету одной какой-либо дужки. Эта работа должна быть проведена учащимся в строгом соответствии с порядком последовательности хода расчета, изложенного в 1-й части аэродинамического расчета. Должны быть получены все новые цифровые данные по всем таблицам для одной из помещенных ниже новых дужек, и на основании этих данных от учащегося требуется



Фиг. 5.

Для этого пересчета приводим из атласа Прандтля характеристики нескольких дужек.

#### ХАРАКТЕРИСТИКИ ДУЖЕК

Дужка № 365

Угол атаки $\alpha$	$C_a$	$C_w$
-8,9	-16,3	8,77
-6,0	-3,1	5,03
-4,5	7,1	3,58
-3,1	17,8	2,81
-1,6	28,0	2,38
-0,2	37,4	2,39
1,2	47,1	2,76
2,7	56,7	3,28
4,2	66,0	4,06
5,6	75,5	5,06
8,5	93,5	7,54
11,4	110,0	10,3
14,3	125,1	13,6
17,3	136,8	17,5
20,3	135,0	24,1

Профиль дужки N 365



Фиг. 6.

Дужка № 366

Угол атаки $\alpha$	$C_a$	$C_w$
-9,0	5,3	8,91
-6,0	10,6	6,64
-4,6	17,5	5,56
-3,2	28,8	4,77
-1,7	41,5	4,33
-0,3	50,5	4,36
2,6	70,7	4,86
5,5	89,0	6,97
8,4	106,3	9,60
11,3	124,0	12,5
14,3	137,8	15,9
17,2	146,5	19,7
20,2	143,1	24,4

Профиль дужки N 366



Фиг. 7.

Дужка № 426

Угол атаки $\alpha$	$C_a$	$C_w$
-8,9	-14,4	6,43
-6,0	7,2	2,12
-4,6	17,2	1,76
-3,1	27,2	1,87
-1,6	37,6	2,25
-0,2	48,7	2,71
1,3	58,6	3,39
2,8	70,0	4,18
4,2	80,0	5,30
5,7	90,5	6,40
8,6	109,0	9,18
11,5	127,0	13,0
14,5	128,0	17,8

Профиль дужки N 426



Фиг. 8.

Дужка № 430

Угол атаки $\alpha$	$C_a$	$C_w$
-9	-7,4	1,46
-6,1	14,0	1,32
-4,6	24,3	1,52
-3,1	35,6	1,94
-1,7	45,5	2,39
-0,2	56,0	3,14
1,3	66,0	4,00
2,7	76,8	5,04
4,2	87,0	6,33
5,6	96,9	7,44
8,6	113,9	10,4
11,5	128,0	13,6
14,5	137,0	17,2

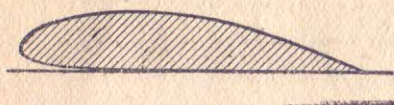
Профиль дужки N 430



Фиг. 9.

Угол атаки $\alpha$	$C_a$	$C_w$
— 9,0	— 2,6	1,75
— 6,1	17,3	1,66
— 4,6	27,8	1,86
— 3,1	37,8	2,30
— 1,7	48,6	2,78
— 0,2	57,2	3,36
1,3	66,6	3,99
2,7	77,4	4,90
4,2	87,5	6,15
5,6	96,0	7,55
8,6	113,1	10,6
11,5	126,5	13,6
14,5	132,4	18,3

Профиль дужки N 449



Фиг. 10.

приведена ниже, нужны будут следующие данные, по одному из которых необходимо взять.

4. Полный вес самолета  $G$  кг:

	2 000	2 200	2 400	2 500	2 600
--	-------	-------	-------	-------	-------

5. Взять одну из следующих пяти таблиц 6 — 10 — характеристик располагаемых мощностей винтомоторной группы на всех высотах при различных скоростях полета и работе мотора на полном газе.

В этих характеристиках уже учтен коэффициент полезного действия винта (сокращенно — к. п. д.), т. е. приведены мощности не мотора, а винтомоторной группы, получающиеся от умножения мощности, развиваемой мотором, на его коэффициент полезного действия.

Данные мощностей, помещенные в таблицах, соответствуют полету с разными скоростями, но обязательно во всех случаях с полным газом.

Из таблиц вытекает наличие падения мощностей винтомоторной группы с увеличением высоты полета и уменьшением скорости.

В первом случае падение мощности объясняется уменьшением плотности воздуха, во втором — тем, что при уменьшении скорости падает коэффициент полезного действия и число оборотов мотора, а следовательно и его мощность.

Уменьшение числа оборотов мотора в данном случае вызывается не управлением мотора, а тем, что при уменьшении скорости полета увеличивается сопротивление вращения винта.

Выбрав для пересчета одну какую-либо дужку из числа вышеприведенных, необходимо взять для нее по одному значению из нижеследующих данных.

1. Для пересчета дужки на другое удлинение — взять какое-либо из следующих значений  $\lambda$ :

$\lambda$	6	6,5	7,0	7,58	8
-----------	---	-----	-----	------	---

2. Для площади несущей поверхности самолета  $S$  м<sup>2</sup>:

$S$	30	35	38	42	47
-----	----	----	----	----	----

3. Для площади вредных сопротивлений самолета  $\sigma$  м<sup>2</sup>:

$\sigma$	0,8	1,3	1	1,6	1,7
----------	-----	-----	---	-----	-----

Для дальнейшей работы по аэродинамическому расчету, которая будет

Таблица 6

Скорость полета $V$ в км/час		100	120	140	160	180	200	220
Располагаемые мощности винтомоторной группы на всех высотах	$N_0$	220	246	272	290	304	310	310
	$N_{1000}$	184	205	226	246	258	266	268
	$N_{2000}$	154	175	194	210	224	232	234
	$N_{3000}$	132	150	166	180	192	200	202
	$N_{4000}$	108	124	138	152	162	170	171
	$N_{5000}$	86	102	116	128	138	144	146
	$N_{6000}$	68	85	94	105	115	122	125

Таблица 7

Скорость полета $V$ в км/час		100	120	140	160	180	200	220
Предельные мощности винтомоторной группы на всех высотах	$N_0$	231	257	285	301	315	321	322
	$N_{1000}$	195	216	237	255	269	277	279
	$N_{2000}$	165	186	205	221	235	243	245
	$N_{3000}$	143	161	177	193	203	211	213
	$N_{4000}$	119	135	149	163	173	181	182
	$N_{5000}$	97	113	127	139	149	155	157
	$N_{6000}$	79	96	105	116	124	133	136

Таблица 8

Скорость полета $V$ в км/час		100	120	140	160	180	200	220
Располагаемые мощности винтомоторной группы на всех высотах	$N_0$	251	277	303	321	335	341	343
	$N_{1000}$	215	236	257	275	289	297	299
	$N_{2000}$	185	206	225	241	255	263	265
	$N_{3000}$	163	181	197	211	223	231	233
	$N_{4000}$	139	155	169	183	193	201	202
	$N_{5000}$	117	133	147	159	169	175	177
	$N_{6000}$	99	116	125	136	146	153	156

Таблица 9

Скорость полета $V$ в км/час		100	120	140	160	180	200	220
Располагаемые мощности винтомоторной группы на всех высотах	$N_0$	270	296	322	340	354	360	361
	$N_{1000}$	234	255	276	294	308	316	318
	$N_{2000}$	204	225	244	260	274	282	284
	$N_{3000}$	182	200	216	230	242	250	252
	$N_{4000}$	158	174	188	202	212	220	221
	$N_{5000}$	136	152	166	178	188	194	196
	$N_{6000}$	118	135	144	155	165	172	175

Таблица 10

Скорость полета $V$ в км/час		100	120	140	160	180	200	220
Располагаемые мощности винтомоторной группы на всех высотах	$N$	311	337	363	381	395	401	403
	$N_{1000}$	275	296	317	335	349	357	359
	$N_{2000}$	245	266	285	301	315	323	325
	$N_{3000}$	223	241	257	271	283	291	293
	$N_{4000}$	199	215	229	243	253	261	262
	$N_{5000}$	177	193	207	219	229	235	237
	$N_{6000}$	159	176	185	196	206	213	216

Пользование табл. 6 — 10 будет объяснено далее по ходу расчета. В данном случае они даются как задание для применения их при дальнейшей самостоятельной работе.

Имея эти исходные данные и проделав для одной какой-либо дужки расчет, изложенный в 1-й части этой книги, учащийся обязан продолжить его, согласно дальнейших объяснений.

#### 4. Построение кривой потребных мощностей для горизонтального полета самолета у земли (кривая Пено)

Для осуществления равномерного прямолинейного горизонтального полета у самолета должны отсутствовать ускорения, иначе он будет совершать движение по криволинейной траектории. Упомянутый полет возможен при следующих условиях:

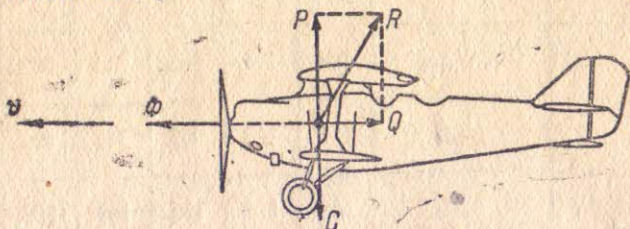
1. Угол атаки самолета  $\alpha$  остается постоянным. Для этого необходимо, чтобы моменты сил, вращающих самолет вокруг его центра тяжести, друг друга взаимно уравновешивали.

2. Силы, действующие на самолет, должны быть между собой уравновешены, т. е. подъемная сила  $P$  должна быть равна весу самолета  $G$  и тяга винта  $\Phi$  должна быть равна полному сопротивлению самолета  $Q$ . Направление действия этих четырех сил показано на фиг. 11.

На фиг. 11 в качестве общего примера мы приложим силы к биплану. Здесь вектор  $V$  показывает направление движения самолета. Вектор  $R$  — равнодействующая воздушных сил, действующих на самолет, и составляющие этих сил:  $P$  — подъемная сила несущих плоскостей и  $Q$  — сопротивление самолета.

Доказательством направления и равенства сил, показанных на фиг. 11, является следующее обстоятельство. Если полет горизонтален, то сле-

довательно вес  $G$  перпендикулярен направлению полета  $V$ . Если полет прямолинейный, то значит нет силы, изменяющей направление полета. Изменить направление движения может сила, перпендикулярная движению, т. е. вес самолета  $G$  или подъемная сила  $P$ ; следовательно подъемная сила  $P$  должна быть равна весу самолета  $G$ . Рассматривая соотношение между тягой  $\Phi$  и сопротивлением  $Q$ , мы убеждаемся, что только при условии, если сила тяги  $\Phi$  равна сопротивлению  $Q$ , самолет будет лететь с постоянной скоростью. Равномерный же горизонтальный полет с установившейся скоростью возможен, если скорость постоянна. Если бы тяга винта была больше сопротивления, то самолет стал бы увеличивать скорость полета. Если же сопротивление больше тяги винта, то самолет будет замедлять скорость и таким образом полет с постоянной скоростью возможен при тяге  $\Phi$ , равной сопротивлению  $Q$ .



Фиг. 11.

Зная соотношения между силами  $P$ ,  $G$ ,  $\Phi$  и  $Q$ , мы можем построить кривые потребных мощностей для горизонтального полета, исходя из следующего.

Подъемная сила самолета  $P$  определяется следующей экспериментальной формулой:

$$P = \rho C_y S V^2, \quad (10)$$

где:

$\rho$  — массовая плотность воздуха, величина которой у земли равна 0,125;

$C_y$  — коэффициент подъемной силы;

$S$  — площадь несущих поверхностей самолета (крылья);

$V$  — скорость самолета.

При горизонтальном полете подъемная сила  $P$  и вес самолета  $G$  равны, т. е.:

$$P = G. \quad (11)$$

Сопротивление самолета  $Q$  определяется формулой:

$$Q = \rho C_x S V^2, \quad (12)$$

где  $C_x$  — коэффициент сопротивления самолета, а остальные величины те же, что и в формуле (10).

При горизонтальном полете тяга винта  $\Phi$  равна сопротивлению самолета  $Q$ , т. е.:

$$\Phi = Q. \quad (13)$$

Потребная мощность  $N$  для горизонтального полета определяется формулой:

$$N = \frac{\Phi_{\text{потр}} V}{75}, \quad (14)$$

где:

$\Phi$  — потребная тяга для горизонтального полета в кг;

$V$  — скорость полета в м/сек;

75 — коэффициент мощности для перехода к лошадиным силам.

Так как

$$\Phi = Q \text{ (формула 13)}$$

и

$$Q = \rho C_x S V^2 \text{ (формула 12),}$$

то, подставив в формулу (14) значение

$$\Phi = Q \text{ из формулы (13),}$$

имеем:

$$N = \frac{\Phi_{\text{потр}} V}{75} = \frac{\rho C_x S V^2 \cdot V}{75},$$

т. е.

$$N = \frac{\rho C_x S V^3}{75}, \quad (15)$$

где:

$\rho$  — коэффициент плотности воздуха;

$C_x$  — коэффициент сопротивления самолета;

$S$  — площадь крыльев самолета;

$V$  — скорость полета самолета.

Отсюда мы видим, что при горизонтальном полете потребная тяга пропорциональна квадрату скорости полета [формулы (12) и (13)] и потребная мощность пропорциональна кубу скорости полета [формула (15)].

Пользуясь формулами (9)–(15), мы можем найти необходимые потребные мощности  $N$  для разных скоростей  $V$  горизонтального полета. Обычно при расчетах величины горизонтальных скоростей берутся в метрах в секунду, что мы сейчас и сделаем.

Примеры. I. Найти для нашего расчета потребную мощность  $N$  для горизонтального полета у земли<sup>1</sup> при скорости 25 м/сек.

1) Определим, при каком коэффициенте подъемной силы  $C_y$  будет совершаться полет. Найдем этот коэффициент  $C_y$  из формул (10) и (11):

$$P = \rho C_y S V^2 = G;$$

отсюда

$$C_y = \frac{G}{\rho S V^2}. \quad (16)$$

Здесь все величины нам известны: вес самолета  $G = 2300$  кг; плотность воздуха у земли  $\rho_0 = 0,125$ ; площадь крыльев  $S = 45$  м<sup>2</sup>; взятая нами скорость самолета  $V = 25$  м/сек.

Тогда по формуле (16):

$$C_y = \frac{G}{\rho_0 S V^2} = \frac{2300}{0,125 \cdot 45 \cdot 25^2} = 0,655.$$

Пользуясь случаем, обращаем раз и навсегда внимание учащегося на проверку размерности величин, входящих в любую формулу. Так, напри-

<sup>1</sup> Горизонтальный полет у земли практически при испытаниях самолетов производится на высоте  $H = 100$  м от земли.

мер,  $C_y$ , как известно, дается в абсолютных величинах и размерности не имеет. Проверим это на предыдущем примере формулы (16):

$$C_y = \frac{G}{\rho S V^2},$$

где массовая плотность воздуха  $\rho$  равна удельному весу  $\gamma$ , деленному на ускорение силы тяжести  $g$ , т. е.

$$\rho = \frac{\gamma}{g}.$$

Здесь размерность удельного веса

$$\gamma = \left[ \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \right];$$

размерность ускорения силы тяжести  $g$ :

$$g = \left[ \frac{\text{м}}{\text{сек}^2} \right];$$

отсюда размерность плотности воздуха  $\rho$  будет:

$$\rho = \frac{\gamma}{g} = \left[ \frac{\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}}{\frac{\text{м}}{\text{сек}^2}} \right] = \left[ \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^4} \right],$$

и размерность  $C_y$ :

$$C_y = \frac{G}{\rho S V^2} = \left[ \frac{\text{кг}}{\frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^4} \cdot \text{м}^2 \left( \frac{\text{м}}{\text{сек}} \right)^2} \right] = \left[ \frac{\text{кг} \cdot \text{м}^4 \cdot \text{сек}^2}{\text{кг} \cdot \text{м}^4 \cdot \text{сек}^2} \right] = 1,$$

т. е.  $C_y$  размерности не имеет и следовательно за правильность подсчитанной нами величины  $C_y = 0,655$  мы можем быть спокойны.

Не проверив размерности, мы не были бы гарантированы от повторной работы. Могло случиться, что мы ошибочно взяли бы, допустим, величину скорости не в  $\text{м/сек}$ , а в  $\text{км/час}$ , тогда  $C_y$  имел бы размерность, и полученная величина его была бы неправильна. Во многих случаях ошибка в размерности может оказаться незамеченной приступающим к расчету, а это повлечет за собой неправильность результатов всей работы и следовательно новый перерасчет.

2) По найденному значению  $C_y = 0,655$  найдем из полярной кривой самолета IX (фиг. 5) соответствующее ему значение  $C_x$ . Оно равно:

$$C_x = 0,075.$$

3) Тогда потребная мощность  $N_0$  для горизонтального полета у земли нашего самолета при скорости  $25 \text{ м/сек}$  равна:

$$N_0 = \frac{\rho_0 C_x S V^3}{75} = \frac{0,125 \cdot 0,075 \cdot 45 \cdot 25^3}{75} = 88 \text{ л. с.}$$

Таким образом для горизонтального полета у земли при скорости самолета  $V = 25 \text{ м/сек}$  найденная нами потребная мощность составляет  $N = 88 \text{ л. с.}$  Эта скорость  $25 \text{ м/сек}$ , как мы уже знаем из предыдущего,

будет достигаться при вполне определенном и при этом только одном угле атаки. Этот угол атаки самолета мы найдем из кривой самолета  $C_y$  по  $\alpha$  (VIII) на фиг. 5 следующим образом.

По оси  $y$ -ов на фиг. 5 найдем значение подсчитанного нами в предыдущем примере  $C_y = 0,655$ . Отсюда проведем горизонтальную прямую (параллельно оси  $x$ ) до встречи с кривой  $C_y$  по  $\alpha$  для самолета (VIII). От точки пересечения прямой с кривой  $C_y$  по  $\alpha$  опустим перпендикуляр на ось  $x$ -ов и по шкале углов атаки  $\alpha$  найдем, что угол атаки крыльев для горизонтальной скорости в  $25 \text{ м/сек}$  равен:

$$\alpha = 12^\circ.$$

Горизонтальный полет может производиться не только при взятой скорости  $25 \text{ м/сек}$ , при которой угол атаки несущих плоскостей  $\alpha = 12^\circ$ ; он будет совершаться и при других скоростях, но уже с другими углами атаки несущих плоскостей и при другой потребной мощности.

Вследствие этого нам необходимо задаться рядом значений скоростей, которые охватывали бы, примерно, все величины углов атаки нашей полярной кривой IX самолета (фиг. 5).

Для этих взятых скоростей нужно найти потребные мощности точно таким же образом, как это мы только что сделали в примере 1.

Для усвоения порядка подсчета и облегчения счетной работы приведем еще один пример, аналогичный предыдущему. Рекомендую учащемуся при самостоятельной работе следовать примеру II.

II. Найти потребную мощность  $N_0$  для горизонтального полета у земли при скорости  $V = 30 \text{ м/сек}$ .

1) Определим  $C_y$ :

$$C_y = \frac{G}{\rho_0 S V^2} = \frac{2300}{0,125 \cdot 45 \cdot V^2} = \frac{409}{V^2};$$

тогда

$$C_y = \frac{409}{30^2} = 0,455.$$

2) По найденному значению  $C_y = 0,455$  найдем из полярной кривой самолета IX на фиг. 5 соответствующее ему значение  $C_x$ . Оно равно:

$$C_x = 0,042.$$

3) Определим потребную мощность  $N$  при  $V = 30 \text{ м/сек}$ :

$$N_0 = \frac{\rho_0 C_x S V^3}{75} = \frac{0,125 C_x 45 V^3}{75} = 0,075 C_x V^3;$$

тогда

$$N = 0,075 \cdot 0,042 \cdot 30^3 = 85 \text{ л. с.}$$

Угол атаки  $\alpha$  для полета при скорости  $V = 30 \text{ м/сек}$  найдем способом, уже приведенным в предыдущем аналогичном примере I.

Для данного случая при  $C_y = 0,455$  угол атаки равен:

$$\alpha = 5^\circ.$$

Задавшись, как уже сказано, рядом других значений горизонтальных скоростей, мы найдем для них подобным же образом потребные мощности и полученные данные сведем в следующую табл. 11.

ТАБЛИЦА 11

Потребные мощности для горизонтального полета у земли

№ №	1	2	3	4	5	6	7
	$V$ в м/сек	$V^2$	$V^3$	$C_y$	$C_x$	$N_0$	$\alpha^\circ$
60		3 600	216 000	0,114	0,024	388	— 4,4
55		3 025	166 375	0,135	0,025	306	— 3,8
50		2 500	125 000	0,164	0,025	234	— 3
45		2 025	91 125	0,202	0,026	177	— 2
40		1 600	64 000	0,256	0,029	139	— 0,4
35		1 225	42 875	0,334	0,033	106	1,6
30		900	27 000	0,455	0,042	85	5
27,5		756,25	20 797	0,54	0,051	79,5	7,8
25,0		625	15 625	0,655	0,075	88	12
24,5		600,25	14 706	0,680	0,088	97	14
24,4		595	14 527	0,686	0,099	108	16

- Напомним, что для составления этой таблицы мы сделали следующее:
- 1) задались разными значениями горизонтальных скоростей  $V$  в м/сек;
  - 2) возвели эту скорость  $V$  м/сек в квадрат;
  - 3) возвели эту же скорость в куб;
  - 4) коэффициенты  $C_y$  нашли по формуле (16):

$$C_y = \frac{G}{\rho_0 S V^2};$$

5) по предыдущим значениям  $C_y$  (графа 4) нашли коэффициенты  $C_x$  из поляры самолета IX на фиг. 5;

6) потребную для горизонтального полета у земли мощность  $N_0$  нашли по формуле (15):

$$N_0 = \frac{\rho_0 C_x S V^3}{75};$$

7) по значениям  $C_y$  (графа 4) нашли углы атаки  $\alpha$  при помощи кривой VIII  $C_y$  по  $\alpha$  на фиг. 5.

Имея табл. 11, можем построить кривую потребных мощностей (кривую Пено) для горизонтального полета у земли.

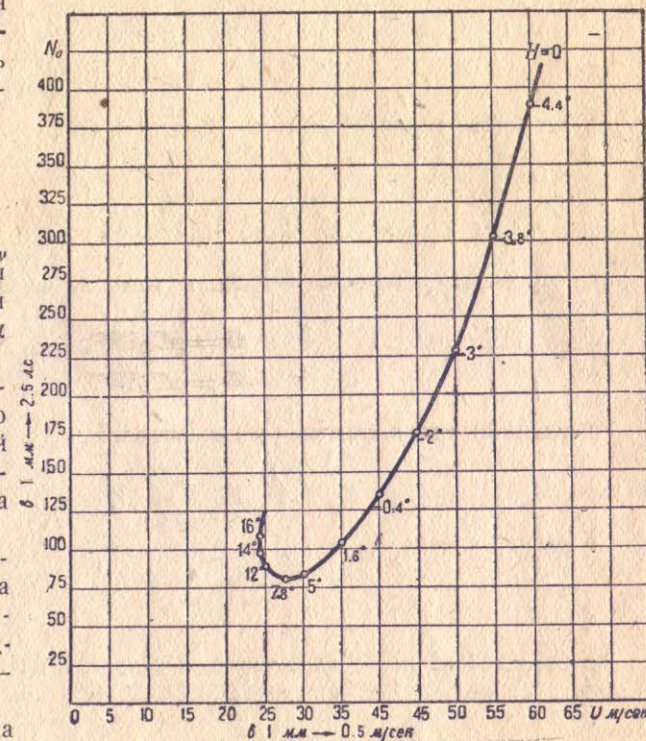
Эта кривая для аэродинамического расчета по мощностям строится в координатах мощности и скорости —  $N$  и  $V$ .

Вычертим ее на фиг. 12 по данным табл. 11, взяв из последней графы 1 и 6.

Здесь же на кривой Пено отметим углы атаки  $\alpha$  для каждой построенной точки по табл. 11, графе 7.

Описанный нами метод получения кривой Пено заключается в том, что мы задавались рядом значений горизонтальных скоростей и для них находили остальные данные. Этот метод хорош для начинающего, так как при нем не нужно извлекать квадратный корень при нахождении скорости.

Однако, как уже очевидно замечено учащимся, при подсчете мощности в этом случае нужно гадать, какими же величинами скоростей необходимо задаться, для того чтобы получить изгиб кривой Пено на фиг. 12. Для получения этого изгиба, как видно из табл. 11, мы вынуждены были ориентировочно задаться рядом значений скоростей не в целых числах.



Фиг. 12.

Так, например, в числе других начальных скоростей мы задались (табл. 11) скоростями 24,4; 25,5; 27,5 м/сек.

Это неудобство легко можно устранить, если для получения кривой Пено мы будем задаваться не скоростями, а углами атаки  $\alpha$ . Последние можно брать, начиная от больших углов атаки, через два градуса. Для этих углов атаки необходимо определить скорости горизонтального полета и потребные мощности.

Покажем это на следующем примере.

Пример. Зададимся углом атаки  $\alpha = 16^\circ$  и найдем для него скорость горизонтального полета и потребную мощность:

а) по фиг. 5 при  $\alpha = 16^\circ$  имеем:

$$C_y = 0,686$$

и

$$C_x = 0,099;$$

б) скорость горизонтального полета  $V$  определим из формул (10) и (11):

$$V = \sqrt{\frac{G}{C_y \rho S}} = \sqrt{\frac{2300}{0,686 \cdot 0,125 \cdot 45}} = \sqrt{597} = 24,4 \text{ м/сек};$$

в) потребную мощность найдем, исходя из формул (10), (11) и (13), т. е.

$$G = \rho C_y S V^2;$$

$$\Phi = \rho C_x S V^2.$$

Разделим первое выражение на второе:

$$\frac{G}{\Phi} = \frac{C_y \rho S V^2}{C_x \rho S V^2}.$$

Сократив, имеем:

$$\frac{G}{\Phi} = \frac{C_y}{C_x}. \quad (17)$$

В последней формуле отношение коэффициента подъемной силы к коэффициенту сопротивления называется качеством самолета:

$$K = \frac{C_y}{C_x}. \quad (18)$$

Тогда тягу самолета  $\Phi$  найдем из формулы (17):

$$\Phi = \frac{G}{K}. \quad (19)$$

Для нашего примера:

$$K = \frac{C_y}{C_x} = \frac{0,686}{0,099} = 6,93,$$

и следовательно

$$\Phi = \frac{G}{K} = \frac{2300}{6,93} = 332 \text{ кг}.$$

Потребная мощность определяется формулой (14):

$$N_0 = \frac{\Phi \cdot V}{75} = \frac{332 \cdot 24,4}{75} = 108 \text{ л. с.}$$

Задавшись, как уже сказано, рядом значений углов атаки, определим для них скорости и потребные мощности согласно приведенному примеру; полученные данные сведем в табл. 12.

## 5. Построение кривых потребных и располагаемых мощностей у земли

На фиг. 12 мы имеем кривую потребных мощностей у земли ( $H=0$ ), т. е. мощностей, необходимых для горизонтального полета.

Для построения этой кривой нам не нужно было знать мощность винтомоторной группы. Вообще до сих пор в нашем расчете ни мотор, ни воздушный винт мы еще не затрагивали. Полет же производится при мощностях, даваемых винтомоторной группой, поэтому, чтобы знать, какие же летные данные будет иметь самолет, необходимо построить кривую располагаемых мощностей, даваемых винтомоторной группой при достижении самолетом различных скоростей полета. Для этого нам нужно знать: 1) мощности мотора при различных его оборотах, 2) подобрать к мотору воздушный винт соответствующего диаметра и шага. Имея данные мощности мотора и коэффициент полезного действия винта, мы можем построить кривую располагаемых мощностей винтомоторной группы для различных скоростей полета.

Эту работу по подбору винта мы проведем в книжке „Аэродинамический расчет самолета по тягам“. В данном же расчете будем считать, что винт нами уже подобран, коэффициент полезного действия его учтен, и мы имеем характеристику располагаемых мощностей винтомоторной группы, т. е. мощностей, развиваемых воздушным винтом при различных скоростях полета нашего самолета у земли ( $H=0$ ) на полном газе.

Таблица 13

Располагаемые мощности винтомоторной группы при полете у земли ( $H=0$ ) с различными скоростями

$V$ км/час . . . . .	100	120	140	160	180	200	220
$V$ м/сек . . . . .	27,8	33,4	38,8	44,5	50,0	55,5	61,1
$N_0$ . . . . .	240	266	292	310	324	330	330

В приведенной табл. 13 показаны: а) в графах 1-й и 2-й скорости полета в км/час и в м/сек; б) в графе 3-й — мощности, развиваемые при этом винтомоторной группой.

Для перехода от скоростей в км/час к скоростям в м/сек, как известно, нужно первые делить на 3,6. Это видно из того, что самолет за одну секунду успеет пройти расстояние в 3600 раз меньше, чем в один час, и

ТАБЛИЦА 12

Потребные мощности для горизонтального полета у земли

$\alpha$	16	14	12	10	8	6	4	2	0	-2	-4	Задается
$C_y$	0,686	0,680	0,655	0,613	0,555	0,490	0,415	0,347	0,272	0,202	0,128	Берем из фиг. 5
$G_x$	0,099	0,088	0,075	0,064	0,053	0,046	0,039	0,034	0,030	0,026	0,025	
$C_y$ $C_x$	6,93	7,72	8,73	9,58	10,47	10,65	10,63	10,20	9,06	7,76	5,12	Подсчитаем по формуле: $K = \frac{C_y}{C_x}$
$\phi$	332	298	264	240	220	216	216	225	254	297	449	Подсчитаем по формуле: $\phi = \frac{G}{K}$
$V$	22,4	24,5	25,0	25,8	27,1	28,9	31,4	34,3	38,8	45,0	56,4	Подсчитаем по формуле: $V = \sqrt{\frac{G}{C_y \rho S}}$
$N_{г.omp}$	108	97	88	82,5	79,5	83,3	90,5	103	131	177	337	Подсчитаем по формуле: $N_{попр} = \frac{\phi \cdot V}{75}$

По этой таблице мы можем построить кривую Пено. Она у нас уже имеется на фиг. 12. Для аэродинамического расчета рекомендуем вычисления для кривой Пено вести согласно табл. 12.

если это расстояние будем исчислять в метрах, — более во столько раз, сколько метров содержится в километре, тогда имеем:

$$\frac{V \text{ м/сек}}{V \text{ км/час}} = \frac{1000}{3600} = \frac{1}{3,6};$$

отсюда

$$V \text{ м/сек} = \frac{V \text{ км/час}}{3,6}, \quad (20)$$

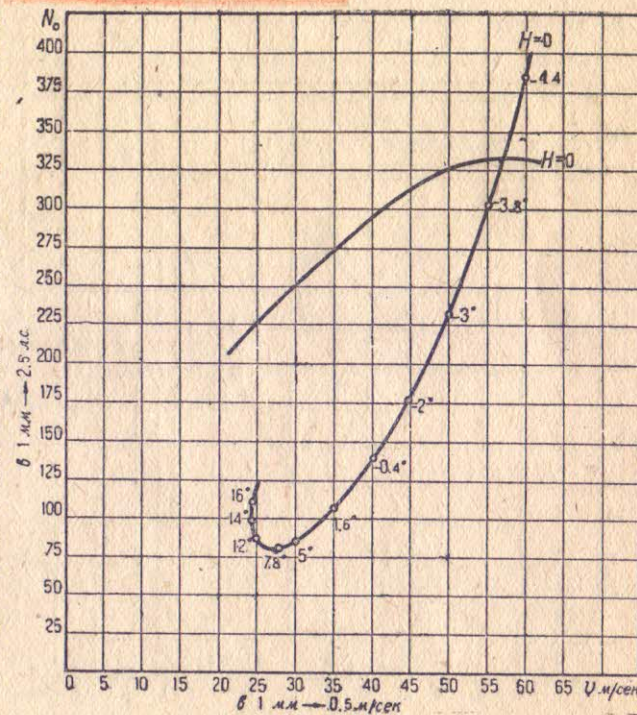
и

$$V \text{ км/час} = 3,6 V \text{ м/сек}. \quad (21)$$

Согласно формулы (20) нами пересчитаны скорости  $V \text{ м/сек}$ , показанные во 2-й графе таблицы.

Построим теперь на фиг. 13 кривые располагаемых и потребных мощностей для горизонтального полета у земли ( $H=0$ ).

Для этого на фиг. 13 повторим построение известной нам кривой Пено потребных мощностей и нанесем здесь же по данным табл. 13 вторую кривую — располагаемых мощностей винтомоторной группы  $N$  по  $V \text{ м/сек}$ . Только после этого мы можем перейти к рассмотрению горизонтальных скоростей нашего самолета.



Фиг. 13.

## 6. Горизонтальные скорости самолета при разных режимах

Дадим несколько определений различных режимов самолета или, вернее, скоростей, соответствующих этим режимам, с которыми все время приходится встречаться.

Посадочной скоростью самолета называется та минимальная скорость, при которой для него еще возможен горизонтальный полет. Эту скорость мы можем определить по формуле:

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{G}{C_{y_{\text{max}}} \rho_0 S}}, \quad (22)$$

где:

$G$  — полный (полетный) вес самолета в кг;

$C_y$  — наибольший коэффициент подъемной силы, который берется из поляры самолета;

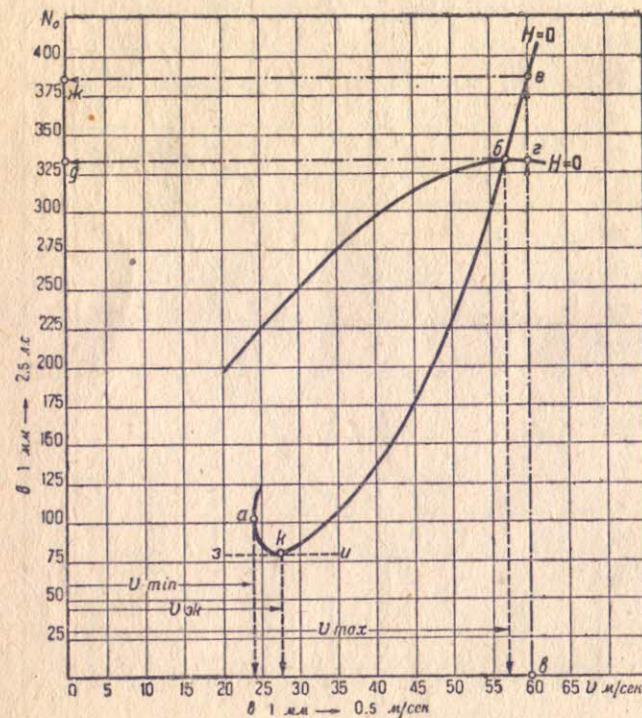
$\rho_0$  — плотность воздуха у земли, равная 0,125;

$S$  — площадь крыльев самолета в квадратных метрах.

Для нашего самолета эта посадочная скорость по формуле (19) будет равна:

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{G}{C_{y_{\text{max}}} \rho_0 S}} = \sqrt{\frac{2300}{0,686 \cdot 0,125 \cdot 45}} = 24,4 \text{ м/сек.}$$

где величину  $C_{y_{\text{max}}} = 0,686$  мы взяли из поляры IX самолета на фиг. 5.



Фиг. 14.

и минимальную скорость горизонтального полета  $V_{\text{мин}}$ . Величину ее прочтем на шкале скоростей. Она составляет  $V_{\text{пос}} = V_{\text{мин}} = 24,4 \text{ м/сек}$ , т. е. величину, которую мы подсчитали по формуле (22). При скорости менее этой горизонтальный полет невозможен, и самолет будет „проваливаться“.

Максимальной скоростью горизонтального полета самолета называют скорость, соответствующую точке пересечения кривой располагаемых мощностей винтомоторной группы с кривой Пено при малых углах атаки.

На фиг. 14 это будет точка б.

Величина максимальной скорости горизонтального полета для нашего самолета, как видно из фиг. 14, составляет  $V_{\text{max}} = 57 \text{ м/сек}$ .

Таким образом, имея  $V_{\text{мин}}$  и  $V_{\text{max}}$ , мы установили диапазон горизонтальных скоростей самолета при полете у земли. Этот горизонтальный полет

По этой формуле посадочная скорость подсчитывается, если не имеется кривой Пено. При наличии же последней мы можем определить  $V_{\text{пос}}$  графически. Для этой цели вычертим на фиг. 14 известные нам из предыдущего кривые потребных и располагаемых мощностей для  $H=0$ .

На кривой потребных мощностей (фиг. 14) для ясности чертятся углы атаки  $\alpha$  мы не нанесли. Для того чтобы определить посадочную скорость, нужно провести касательную к кривой Пено, параллельную оси  $u$ -ов. На фиг. 14 точка  $a$  будет определять одновременно и посадочную скорость  $V_{\text{пос}}$ ,

может, следовательно, совершаться только в пределах этих скоростей от  $V_{\text{мин}}$  до  $V_{\text{max}}$ . Убедимся в этом на следующем примере.

Посмотрим, возможен ли горизонтальный полет для нашего самолета, допустим, при скорости  $V=60 \text{ м/сек}$ , т. е. при скорости, большей  $V_{\text{max}}$ .

Для этого от шкалы  $x$ -ов на фиг. 14 от точки  $v$  проведем прямую, параллельную оси  $u$ -ов до встречи в точке  $z$  с кривой располагаемых мощностей; из точки  $z$  проведем прямую, параллельную оси  $x$ -ов до встречи в точке  $d$  с осью  $u$ -ов; на последней и по шкале  $N_0$  читаем, что располагаемая мощность винтомоторной группы равна 330 л. с.

Продолжим прямую  $vg$  до встречи с кривой Пено в точке  $e$  и по шкале  $N_0$  в точке  $ж$  прочтем, что потребная мощность равна 387 л. с.

Таким образом имеем, что для горизонтального полета у земли при  $V=60 \text{ м/сек}$  нужна мощность  $N_0=387 \text{ л. с.}$ , а винтомоторная группа дает только 330 л. с., — следовательно полет невозможен. Отсюда совершенно очевидно, что горизонтальный полет при любой скорости более  $V_{\text{max}}$  также невозможен.

Экономическую скорость самолета называют ту скорость, при которой для установившегося горизонтального полета самолета требуется минимум мощности.

Эту экономическую скорость мы найдем, если проведем на фиг. 14 касательную  $zi$  к кривой Пено, параллельную оси  $x$ -ов. Касательная  $zi$  с кривой Пено будет иметь точку касания  $k$ . Эта точка и даст нам экономическую скорость  $V_{\text{э.к}}$ . Величину ее прочтем на шкале скоростей. Для нашего самолета, по фиг. 14,  $V_{\text{э.к}}=27,5 \text{ м/сек}$ .

Посмотрим, от каких параметров (величин) зависит для горизонтального полета наименьшая потребная мощность  $N_{\text{потр}}$ .

По формулам (14) и (15) имеем:

$$N = \frac{\Phi_{\text{потр}} V}{75} = \frac{\rho C_x S V^3}{75}.$$

Из формул (10) и (11) нам известно, что при горизонтальном полете

$$G = \rho C_y S V^2.$$

Выразим последнюю формулу в следующем виде:

$$\rho S V^2 = \frac{G}{C_y}. \quad (23)$$

В формуле (15) величины  $\rho, S, V^2$  заменим равенством формулы (23):

$$\frac{G}{C_y}.$$

Тогда формула (15) примет вид:

$$N = \frac{\rho C_x S V^3}{75} = \frac{C_x V G}{75 C_y}. \quad (24)$$

Из последней формулы (24) исключим  $V$ .

Для этого:

а) Введем новую для нас величину  $P$  — нагрузку на квадратный метр несущих плоскостей самолета (крыльев), которая выражается равенством

$$P = \frac{G}{S}, \quad (25)$$

где, как нам известно:

$G$  — полетный вес самолета;

$S$  — площадь крыльев.

б) Определим  $V$  из формулы (11):

$$V = \sqrt{\frac{G}{\rho C_y S}}. \quad (26)$$

В последней формуле (26) заменим под корнем отношение  $\frac{G}{S}$  равенством из формулы (25).

Тогда формулу (26) напомним так:

$$V = \sqrt{\frac{G}{\rho C_y S}} = \sqrt{\frac{P}{\rho C_y}}. \quad (27)$$

Подставив значение  $V$  из формулы (27) в последнее равенство формулы (24), будем иметь:

$$N_{\text{потр}} = \frac{C_x V G}{75 C_y} = \frac{C_x G \sqrt{\frac{P}{\rho C_y}}}{75 C_y}. \quad (28)$$

В этой формуле подкоренное выражение  $\sqrt{\frac{P}{\rho C_y}}$  заменим отношением из корней:

$$\sqrt{\frac{P}{\rho C_y}} = \frac{\sqrt{P}}{\sqrt{\rho C_y}},$$

т. е.:

$$N = \frac{C_x G \sqrt{\frac{P}{\rho C_y}}}{75 C_y} = \frac{C_x G \sqrt{P}}{75 \cdot C_y \sqrt{\rho C_y}}. \quad (29)$$

Разделим числитель и знаменатель последнего равенства на  $C_x$  и вынесем  $C_y$  из-под знака радикала:

$$N_{\text{потр}} = \frac{C_x G \sqrt{P}}{75 C_y \sqrt{\rho C_y}} = \frac{G \sqrt{P}}{75 \cdot \frac{C_y}{C_x} C_y^{\frac{1}{2}} \sqrt{\rho}}. \quad (30)$$

Перемножив в знаменателе  $C_y$  с разными показателями, получим окончательно:

$$N_{\text{потр}} = \frac{G \sqrt{P}}{75 \frac{C_y^{\frac{3}{2}}}{C_x} \sqrt{\rho}}. \quad (31)$$

Рассматривая формулу (31), мы видим, что наименьшая потребная мощность

будет тогда, когда отношение  $\frac{C_y^{\frac{3}{2}}}{C_x}$  будет равно шах, так как в зна-

менателе коэффициент мощности 75 — величина постоянная; плотность  $\rho$  на определенной высоте мы принимаем неизменной, и уменьшение  $N_{\text{потр}}$  может

быть только за счет увеличения  $\frac{C_y^{\frac{3}{2}}}{C_x}$ .

Максимум  $\frac{C_y^{\frac{3}{2}}}{C_x}$  достигнет при экономическом угле атаки, т. е. таком угле, при котором требуется минимум мощности, и скорость при этом соответствует экономической скорости.

Практически полет на экономической скорости должен производиться в тех случаях, когда необходимо наибольшее время продержаться в воздухе, так как в этом случае на полет будет затрачиваться наименьшая мощность, а следовательно и расход горючего в единицу времени будет наименьшим.

Если при наименьшей мощности и наименьшем расходе горючего, соответствующих скорости  $V_{\text{эк}}$ , самолет, как мы установили, продержится в воздухе наибольшее время, то из этого не следует, что и дальность полета при этом будет максимальной.

Для того чтобы самолет предельно увеличил расстояние своего полета, нужно пользоваться не экономической, а наивыгоднейшей скоростью, к определению которой мы и перейдем.

**Наивыгоднейшей скоростью** самолета называется та скорость, которая получается в установившемся полете при минимуме тяги. Режим самолета, соответствующий наивыгоднейшей скорости, называется наивыгоднейшим режимом.

Для определения величины наивыгоднейшей скорости необходимо знать минимум тяги.

Находя мощность, необходимую для горизонтального полета, мы определяли величины потребной тяги при различных скоростях полета (см. табл. 12).

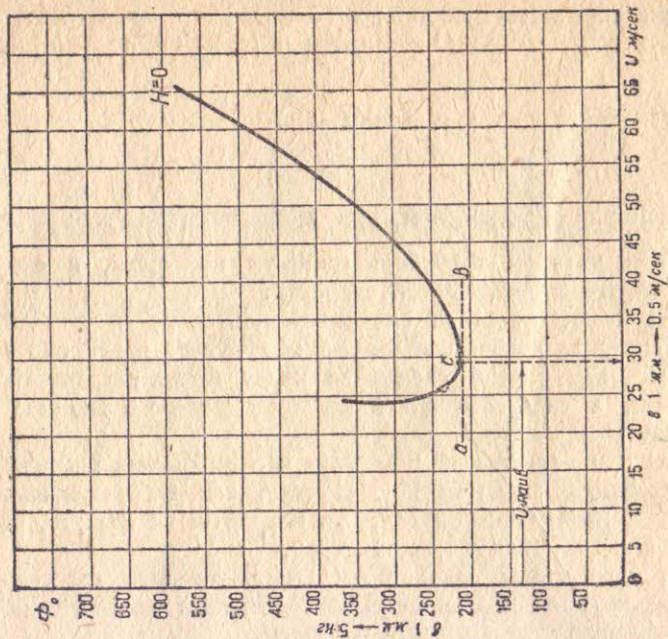
Зная тягу  $\Phi$  и скорость  $V$ , можно, откладывая по горизонтальной оси скорости, а по вертикальной — тяги, построить кривую изменения тяги, необходимой для горизонтального полета при изменении скорости.

После этого мы можем определить наивыгоднейшую скорость следующим образом: так как согласно нашему определению наивыгоднейшая скорость получается при минимуме тяги, то для нахождения этого минимума проведем на фиг. 15 касательную  $ab$  к кривой Пено, параллельную оси  $x$ -ов. От точки касания  $c$  опустим перпендикуляр на ось  $x$ -ов и прочтем на шкале скоростей наивыгоднейшую скорость. Она для нашего самолета составляет  $V_{\text{наив}} = 29,5$  м/сек.

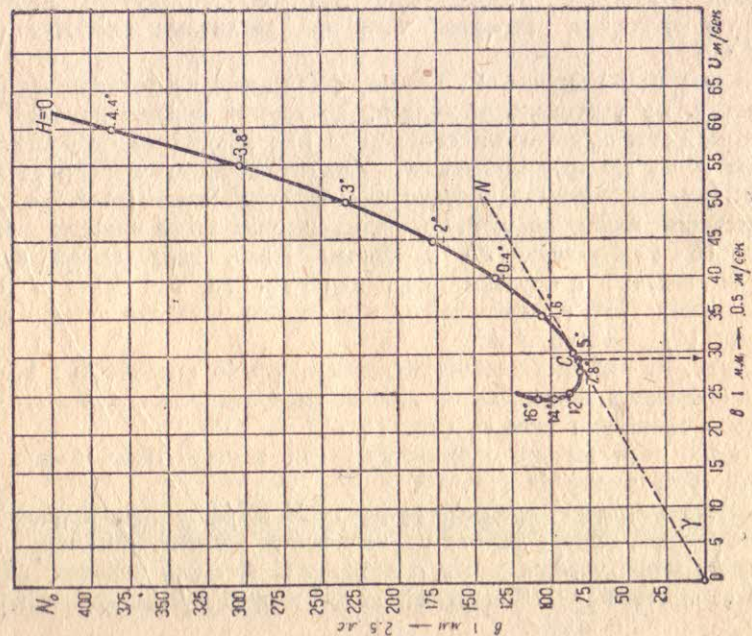
Докажем, что наивыгоднейшую скорость можно определить и по кривой Пено в координатах мощности, не прибегая к только что описанному способу нахождения минимума тяги на фиг. 15.

Для этой цели вычертим известную нам кривую Пено, следуя методу мощности, указанному на фиг. 16.

Из начала координат проведем прямую  $ON$ , и касательную к кривой Пено. Прямая с кривой Пено сольются на небольшом участке. Возьмем примерно на середине этого участка точку  $c$ , которая и даст нам искомую наивыгоднейшую скорость  $V_{\text{наив}}$ . Последняя, как и в предыдущем случае по тягам, будет  $V_{\text{наив}} = 29,5$  м/сек.



Фиг. 15.



Фиг. 16.

Докажем, что это так.

Очевидно, что проводя из начала координат лучи к различным точкам кривой Пено, мы будем получать углы  $\gamma$  между лучом и горизонтальной осью. Больше угла, получающегося у луча, не пересекающегося, а касющегося кривой Пено.

Если угол  $\gamma$ , показанный на фиг. 16, является минимальным, то минимальным будет и тангенс  $\gamma$ .

В прямоугольном треугольнике с углом  $\gamma$  один катет соответствует мощности, другой — скорости, ввиду чего

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{N_{\text{потр}}}{V}.$$

Заменяя  $N_{\text{потр}}$  его выражением через тягу:

$$N_{\text{потр}} = \frac{\Phi \cdot V}{75},$$

получим:

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{\Phi \cdot V}{75 \cdot V} = \frac{\Phi}{75}.$$

Но мы только что указали, что  $\operatorname{tg} \gamma$  в случае касания луча к кривой Пено — минимальный; следовательно, поскольку  $\operatorname{tg} \gamma = \frac{\Phi}{75}$ , то при минимуме  $\operatorname{tg} \gamma$  будет минимальна и тяга. Минимальная же тяга соответствует полету с наивыгоднейшей скоростью.

Рекомендуем при самостоятельной работе для экономии времени нахождение  $V_{\text{наив}}$  производить по способу, приведенному на фиг. 16.

Мы уже знаем, что наивыгоднейшей скоростью горизонтального полета пользуются в том случае, если необходимо увеличить дальность полета, так как при этом требуется минимум тяги для преодоления наименьшего сопротивления самолета, равного тяге. Полет при наивыгоднейшей скорости производится на наивыгоднейшем угле атаки  $\alpha_{\text{наив}}$ . Последний приблизительно можно определить по кривой Пено (фиг. 16). Для нашего самолета  $\alpha_{\text{наив}}$  лежит между  $5^\circ$ — $6^\circ$ .

Горизонтальный полет с экономическим, наивыгоднейшим и промежуточными углами атаки совершается путем сбавления газа мотора, благодаря чему кривая  $N_{\text{распол}}$  проходит ниже, пересекая кривую  $N_{\text{потр}}$  у того или иного угла атаки, в зависимости от степени дросселирования мотора.

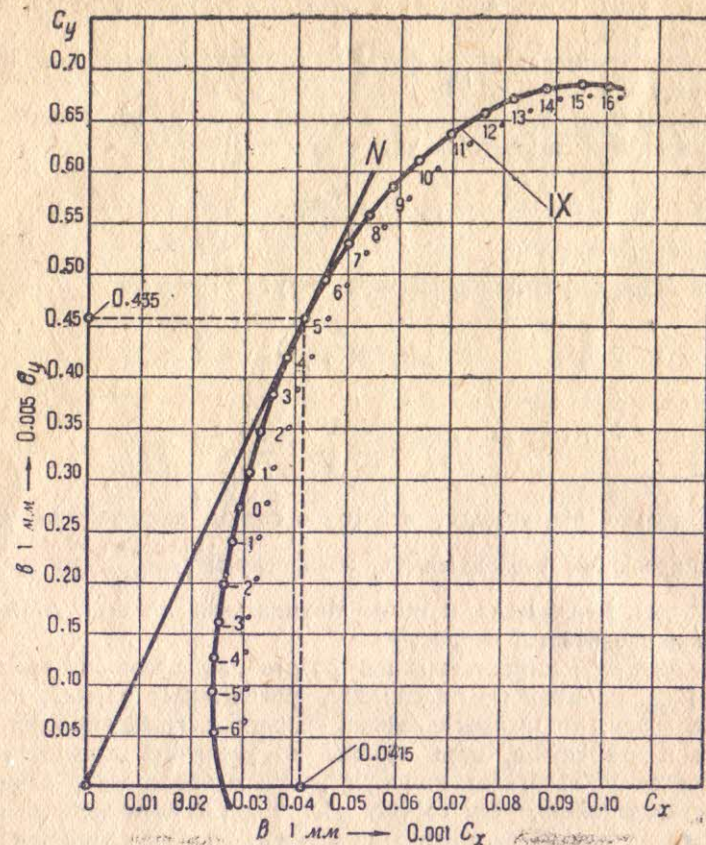
Наивыгоднейший угол атаки  $\alpha_{\text{наив}}$  будет при максимальной величине отношения  $\frac{C_y}{C_x}$ , которая называется качеством самолета. К изложению этого мы и перейдем.

## 7. Наивыгоднейший угол атаки и качество самолета

Наивыгоднейший угол атаки  $\alpha_{\text{наив}}$  и максимальное качество самолета  $C_y/C_x$  можно довольно точно определить, имея полярную диаграмму самолета. Для этой цели перенесем полярную диаграмму самолета (кривая IX) с фиг. 5 на фиг. 17.

Из начала координат графика фиг. 16 проведем касательную  $ON$  к полярной диаграмме. Точка касания определяет наивыгоднейший угол атаки  $\alpha_{\text{наив}}$ .

Для нашего самолета, по фиг. 17,  $\alpha_{\text{наив}} = 5^\circ$ . При этом угле атаки  $\alpha_{\text{наив}} = 5^\circ$  наш самолет и будет иметь наивыгоднейшую скорость  $V_{\text{наив}} = 29,5 \text{ м/сек}$ , определенную нами в предыдущем параграфе.



Фиг. 17.

Максимальное качество самолета будет при этом же угле атаки  $\alpha_{\text{наив}} = 5^\circ$ . Для расчетного самолета (по фиг. 17) максимальное качество самолета равно:

$$\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}} = \frac{0,455}{0,0415} = 10,95.$$

При этом укажем, что максимальные качества различных самолетов имеют, примерно, следующие величины  $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}$ :

плохие конструкции с большим сопротивлением . . . 6,5—7,5;  
обычные конструкции (бипланы) . . . . . 7,5—8,5;  
удачные конструкции (главным образом монопланы) . . 8,5—9,5;  
конструкции специального назначения, например рекордные самолеты на дальность, высотные и авиетки-монопланы, — до 12 и более.

Исходя из этого, можно рассчитываемый нами самолет отнести к удачной конструкции.

## 8. Построение кривых потребных мощностей для горизонтального полета самолета на другой высоте

В параграфе 4 мы ознакомились с построением кривой Пено потребных мощностей для горизонтального полета у земли. Для построения кривых Пено потребных мощностей для горизонтального полета на разных высотах рассмотрим следующее.

Посмотрим, зависят ли от высоты полета сопротивление самолета и сила тяги.

Из формул (10) и (11):

$$P = C_y \rho S V^2 = G$$

отсюда

$$V^2 = \frac{G}{C_y \rho S}. \quad (26)$$

Из формул (12) и (13):

$$Q = \Phi = C_x \rho S V^2.$$

В последнее равенство подставим значение скорости  $V^2$  из формулы (26):

$$Q = \Phi = C_x \rho S \frac{G}{C_y \rho S}. \quad (32)$$

Произведем сокращение и разделим числителя и знаменателя на  $C_x$ :

$$Q = \Phi = \frac{G}{\frac{C_y}{C_x}}. \quad (33)$$

Формула (33) показывает, что сопротивление самолета, а следовательно сила тяги винта, необходимые для горизонтального полета при неизменном угле атаки на любой высоте, будут такими же, как и у поверхности земли, так как сопротивление самолета  $Q$  в этом случае от плотности воздуха  $\rho$  не зависит.

Сопротивление, как видно из формулы (33), зависит только от веса самолета  $G$ , деленного на качество самолета  $\frac{C_y}{C_x}$ .

С поднятием на высоту плотность  $\rho$  будет изменяться и это влечет за собой изменение скорости и мощности, необходимых для осуществления горизонтального полета. Эту зависимость между плотностью воздуха, скоростью горизонтального полета и потребными мощностями мы и рассмотрим.

Примем условие, что горизонтальный полет на разных высотах происходит на одном и том же угле атаки. Тогда:

а) Связь между плотностью и скоростью будет следующая.

По формулам (10) и (11) подъемная сила у земли равна весу самолета при плотности  $\rho_0$  и скорости  $V_0$ , т. е.

$$P = C_y \rho_0 S V_0^2 = G.$$

Эта же зависимость остается в силе и при другой высоте горизонтального полета, когда плотность воздуха имеет другую величину —  $\rho_h$  и скорость  $V_h$ ; т. е. для другой высоты уравнение будет то же, что и в формуле (11), но с другим  $\rho$  при скорости на высоте  $V_h$ :

$$P = C_y \rho_h S V_h^2 = G. \quad (34)$$

Считая, что вес самолета  $G$  на разных высотах остается постоянным, разделим формулу (34) на (11):

$$\frac{C_y \rho_h S V_h^2}{C_y \rho_0 S V_0^2} = \frac{G}{G}.$$

Сделав сокращение, имеем:

$$\frac{\rho_h V_h^2}{\rho_0 V_0^2} = 1;$$

отсюда

$$V_h^2 = \frac{V_0^2 \rho_0}{\rho_h},$$

или

$$V_h = V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_h}}. \quad (35)$$

Разделив числителя и знаменателя подкоренного выражения на  $\rho_0$ , имеем:

$$V_h = V_0 \sqrt{\frac{1}{\frac{\rho_h}{\rho_0}}} = V_0 \frac{\sqrt{1}}{\sqrt{\frac{\rho_h}{\rho_0}}}. \quad (36)$$

Обозначим отношение плотности

$$\frac{\rho_h}{\rho_0} = \Delta, \quad (37)$$

где:

$\rho_h$  — плотность на высоте;

$\rho_0$  — плотность у земли.

Тогда окончательно имеем:

$$V_h = \frac{V_0}{\sqrt{\Delta}}, \quad (38)$$

где:  $V_h$  — скорость на высоте;

$V_0$  — " у земли;

$\Delta$  — отношение плотности на высоте к плотности на земле.

б) Связь между плотностью воздуха и потребной мощностью для горизонтального полета следующая.

Потребная мощность для горизонтального полета у земли выражается формулой (14):

$$N_0 = \frac{\Phi V_0}{75}.$$

На высоте тяга винта  $\Phi$ , как мы установили по формуле (33), от плотности воздуха не зависит. С изменением плотности при подъеме на высоту будет изменяться скорость.

Потребную мощность на другой высоте определим по формуле:

$$N_h = \frac{\Phi \cdot V_h}{75}. \quad (39)$$

В последнем равенстве заменим скорость  $V_h$  по известной нам формуле:

$$V_h = \frac{V_0}{\sqrt{\Delta}}; \quad (38)$$

тогда

$$N_h = \frac{\Phi \cdot V_0}{75 \sqrt{\Delta}}. \quad (40)$$

В правой части последнего равенства, заменив  $\frac{\Phi \cdot V_0}{75} = N_0$  из формулы (14) имеем окончательно:

$$N_h = \frac{N_0}{\sqrt{\Delta}}, \quad (41)$$

где:

$N_h$  — потребная мощность на высоте;

$N_0$  — потребная мощность у земли;

$\Delta$  — отношение плотности на высоте к плотности на земле.

Рассматривая формулы (38) и (41), приходим к заключению, что скорости и мощности на высоте ( $V_h$  и  $N_h$ ) прямо пропорциональны скорости на земле  $V_0$  и мощности на земле  $N_0$  и обратно пропорциональны квадратному корню из отношения плотности  $\sqrt{\Delta}$ .

Напишем формулу (38) в следующем виде:

$$\frac{V_h}{V_0} = \frac{1}{\sqrt{\Delta}}, \quad (42)$$

и формулу (41) в таком же виде:

$$\frac{N_h}{N_0} = \frac{1}{\sqrt{\Delta}}. \quad (43)$$

Из формул (42) и (43) получим:

$$\frac{N_h}{N_0} = \frac{V_h}{V_0} = \frac{1}{\sqrt{\Delta}}, \quad (44)$$

т. е. мощности и скорости на высоте относятся к мощностям и скоростям у земли, как единица, деленная на корень квадратный из отношения плотностей.

Выяснив эту зависимость, можно приступить к построению потребных мощностей на других высотах. Эту работу можно вести так же, как изложено построение кривой Пено у земли в п. 4, но для каждой высоты нужно брать соответствующую этой высоте плотность  $\rho_h$  согласно ниже приведенной табл. 14.

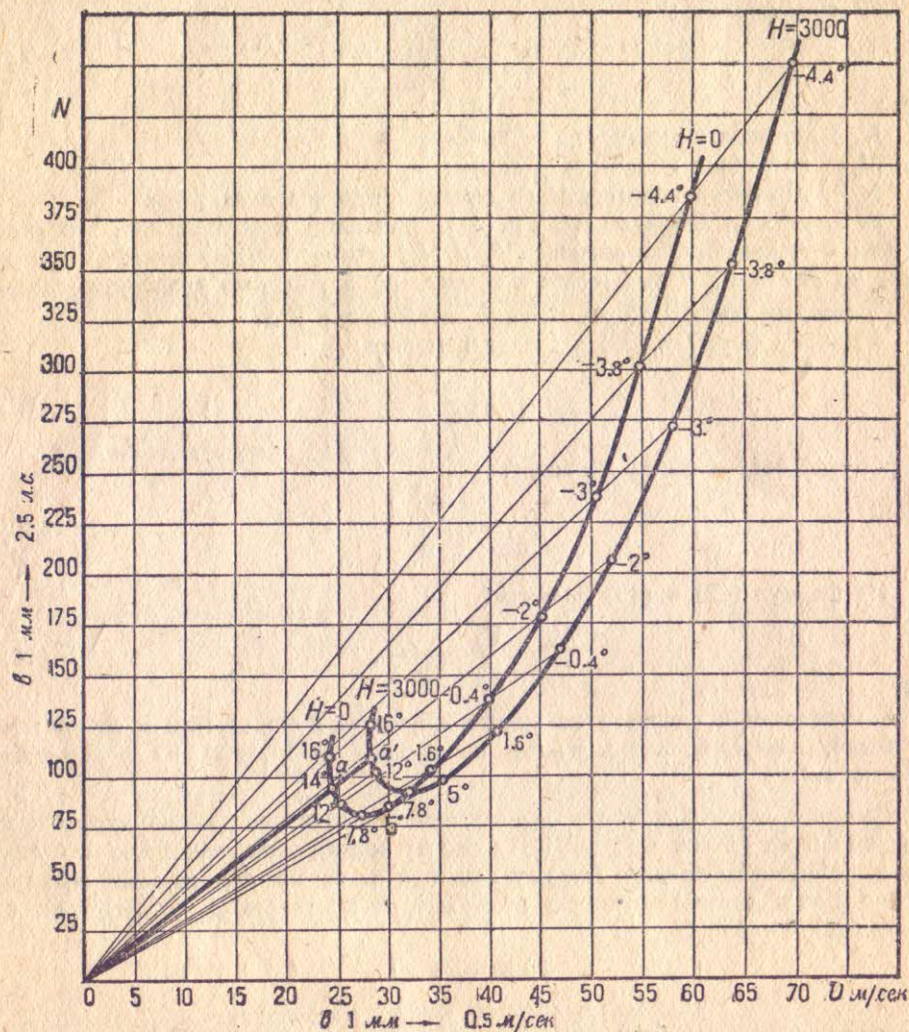
Таблица 14

Массовая плотность воздуха на высотах

Высота H м	0	1 000	2 000	3 000	4 000	5 000	6 000	7 000	8 000	9 000	10 000
Плотность воздуха кг·сек <sup>2</sup> м <sup>4</sup>	0,1250	0,1134	0,1027	0,0927	0,0836	0,0751	0,0673	0,0601	0,0536	0,0476	0,0421

Для этой таблицы начальные данные взяты на уровне моря в международной стандартной атмосфере при температуре  $t=15^\circ \text{Ц}$  и давлении  $P_0=760 \text{ мм}$ .

Однако для построения кривых Пено на других высотах таким методом потребуются много счетной работы. Задача будет значительно упрощена,



Фиг. 18.

если ее проделать графически, взяв за основание выведенную нами формулу (44). Покажем ее выполнение на следующем примере для расчета нашего самолета.

Для этой цели по данным табл. 11 повторим построение кривой Пено у земли на фиг. 18. Имея эту кривую у земли, легко построить кривую и для высоты.

Построим кривую потребных мощностей для высоты в 3000 м.

Для этого, соединив точку  $a$  каждого угла атаки кривой Пено для земли вектором  $Oa$  с началом координат (фиг. 18) и увеличив его в  $\sqrt{\frac{1}{\Delta}}$  раз, на его конце получим

точку  $a'$  кривой Пено, соответствующую этому же углу атаки горизонтального полета на высоте.

Пример. Построить точку для кривой Пено при высоте в 3000 м для угла атаки  $\alpha=14^\circ$ .

Для этого:

1. Измерим расстояние  $Oa$  (фиг. 18) от начала координат  $O$  до кривой Пено  $a$  у земли при угле атаки  $\alpha=14^\circ$ , — это расстояние равно 62 мм; 2. Увеличим это расстояние

в  $\sqrt{\frac{1}{\Delta}}$  раз, если при высоте  $H=3000 \text{ м}$   $\Delta = \frac{\rho_h}{\rho_0} = \frac{0,0927}{0,1250} = 0,742$ :

$$\sqrt{\Delta} = \sqrt{0,742} = 0,862 \text{ и } \frac{1}{\sqrt{\Delta}} = \frac{1}{0,862} = 1,16.$$

Тогда новая точка  $a'$  для высоты  $H=3000 \text{ м}$  будет лежать на этой же прямой на расстоянии от начала координат  $O$ , равном:

$$Oa' = 62 \cdot 1,16 = 72 \text{ мм}.$$

Подобным же образом найдем и другие расстояния для всех остальных углов атаки кривой Пено для  $H=3000 \text{ м}$ . Предварительные вычисления запишем в нижеследующую таблицу 15.

### 9. Построение кривых потребных и располагаемых мощностей для горизонтального полета на разных высотах

При аэродинамическом расчете необходимы кривые Пено не только на одной высоте, как это мы сделали в предыдущем параграфе, а на всех высотах до потолка самолета через каждые 1000 м высоты, начиная

Таблица 15

Расстояния от начала координат до кривых Пено при высотах  $H=0$  и  $H=3000 \text{ м}$

$H \text{ в м}$	$\Delta = \frac{\rho_h}{\rho_0}$	$\sqrt{\Delta}$	$\frac{1}{\sqrt{\Delta}}$	Расстояния в мм от начала координат до кривых Пено при $H=0$ и $H=3000 \text{ м}$ для разных углов атаки			
				$\alpha=16^\circ$	14	12	10
0	1	1	1	65,5	62	61	60
3000	0,742	0,862	1,16	76	72	71	70

По данным табл. 15 нанесем на фиг. 18 кривую Пено для  $H=3000 \text{ м}$ .

Таблица 16

Расстояния от начала координат о кривых Пено при разных высотах

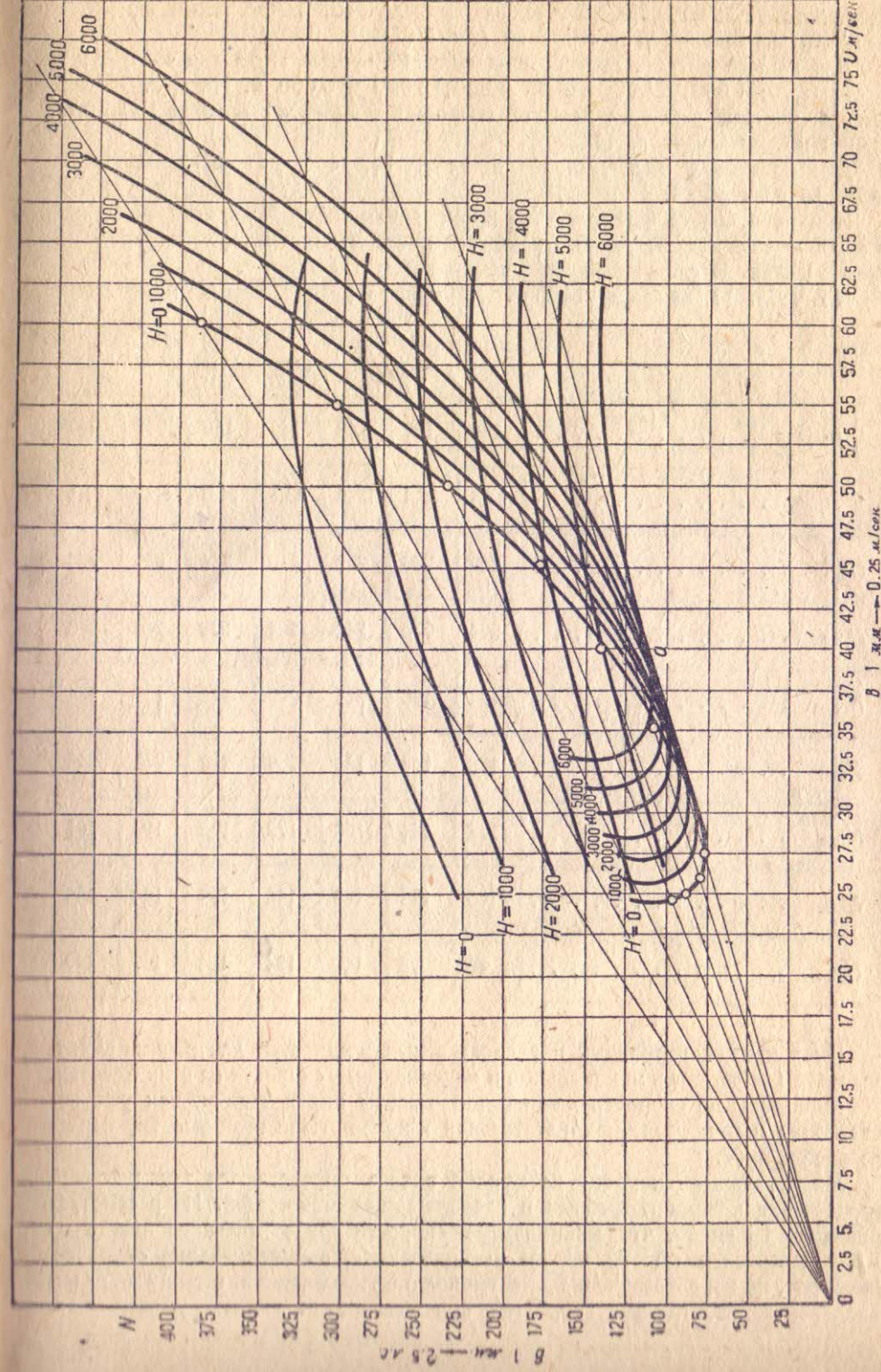
H в м	$\Delta = \frac{\rho_h}{\rho_0}$	$\sqrt{\Delta}$	$\frac{1}{\sqrt{\Delta}}$	Расстояния в м.м от начала координат до кривых Пено на разных высотах при раз- ных углах атаки										Приме- чание	Растоя- ния по фиг. 19	Расстояния от начала координат до кривых Пено у земли, умноженные на $\frac{1}{\sqrt{\Delta}}$ раз
				$\alpha = 16$	14	12	7,8	5	1,6	- 0,4	- 2	- 3	- 3,8			
0	1	1	1	107	106	106	114,5	125	146	170	192	221	253	287		
1 000	0,907	0,935	1,050	112	111	111	120	131	153	178	202	232	266	302		
2 000	0,822	0,908	1,100	118	117	117	126	137	161	187	211	243	278	316		
3 000	0,742	0,862	1,160	124	123	123	133	145	169	197	223	256	294	333		
4 000	0,669	0,818	1,225	131	130	130	140	153	179	208	235	271	310	352		
5 000	0,600	0,775	1,290	138	137	137	148	161	188	219	248	285	326	370		
6 000	0,538	0,734	1,363	146	144	144	156	170	199	232	262	302	345	392		

Расстояния от начала координат по кривой  
Пено у земли, умноженные в  $\frac{1}{\sqrt{\Delta}}$  раз

Расстояния по  
фиг. 19

Рис. 19

По табл. 16 построим на фиг. 19 кривые Пено на всех высотах до 6 000 м.



В 1 м.м. — 0,25 м/сек

Фиг. 19.

от полета у земли. Построение их производится точно таким же образом, как мы проделали для высоты  $H=3\,000\text{ м}$ .

Для нашего расчета построим на фиг. 19 кривые Пено для следующих высот  $H$ : 0; 1 000; 2 000; 3 000; 4 000; 5 000 и 6 000 м. На фиг. 19 для ясности чертежа увеличим масштаб скоростей и вычертим кривую Пено для  $H=0$  по данным табл. 11.

Для остальных высот, подобно табл. 15, составим нижеследующую табл. 16 на стр. 44.

Нам из п. 5 уже известно, что кроме кривых потребных мощностей необходимы еще кривые располагаемых мощностей винтомоторной группы на всех высотах. В следующей таблице приведем эти данные.

По табл. 17 нанесем на фиг. 19 кривые располагаемых мощностей.

Таблица 17

Располагаемые мощности винтомоторной группы

$V\text{ км/час} \dots\dots\dots$	100	120	140	160	180	200	220
$V\text{ м/сек} \dots\dots\dots$	27,8	33,4	33,8	45,5	50,0	55,5	61,1
$N_0 \dots\dots\dots$	240	266	292	310	324	330	330
$N_{1000} \dots\dots\dots$	204	225	246	264	278	286	288
$N_{2000} \dots\dots\dots$	174	195	214	230	244	252	254
$N_{3000} \dots\dots\dots$	152	170	186	200	212	220	222
$N_{4000} \dots\dots\dots$	128	144	158	172	182	190	191
$N_{5000} \dots\dots\dots$	106	122	136	148	158	164	166
$N_{6000} \dots\dots\dots$	80	95	110	124	134	137	140

Имея кривые потребных и располагаемых мощностей для разных высот, мы можем определить минимальные и максимальные скорости на этих высотах.

Минимальные скорости для каждой высоты определяются, как уже известно из п. 6 проведением касательной к кривой Пено этой высоты, параллельной оси  $N$ .

Максимальные скорости на каждой высоте определяются также точкой пересечения кривых потребных и располагаемых мощностей. Из рассмотрения фиг. 19 видно, что минимальные скорости горизонтального полета по мере увеличения высоты полета увеличиваются, а максимальные скорости, наоборот, по мере увеличения высоты полета уменьшаются, и таким образом диапазон горизонтальных скоростей при увеличении высоты уменьшается.

При увеличении высоты мощность винтомоторной группы также уменьшается и на определенной высоте одна из кривых располагаемых мощностей будет касательной к кривой Пено. Это будет на высоте абсолютного потолка самолета, где возможна только одна скорость горизонтального полета при угле атаки, близком к экономическому.

В нашем расчете (фиг. 19) касание кривой располагаемых мощностей к кривой Пено произошло в точке  $a$  кривых высоты  $H=6\,000\text{ м}$ , и следовательно абсолютный потолок самолета равен  $H=6\,000\text{ м}$ , и скорость горизонтального полета на высоте потолка равна  $40\text{ м/сек}$ .

Изложенные нами в п. 6 определения экономической и наивыгоднейшей скоростей применимы также и для горизонтальных полетов на высотах, и нахождение этих скоростей ничем не отличается от примеров, сделанных нами в п. 6 для полета у земли.

Заметим все же, что если провести на фиг. 19 касательную из начала координат к одной из кривых Пено, предположим к кривой Пено при  $H=0$ , и продолжить ее, то эта касательная будет общей для всех кривых Пено на высотах, или, другими словами, из начала координат можно провести одну прямую, которая будет касательной ко всем кривым Пено и в точках касания кривых определит наивыгоднейшую скорость горизонтального полета для каждой высоты.

На этом закончим изложение горизонтального полета самолета и перейдем к подъему его на высоту.

## 10. Скороподъемность и потолок

Для набора самолетом высоты необходимо чтобы располагаемая мощность винтомоторной группы была больше мощности, потребной для горизонтального полета. Вообще подъем самолета возможен только за счет избытка мощности, определяемого разностью между мощностью располагаемой и мощностью, потребной для горизонтального полета. Чем больше этот избыток мощности, тем большую величину будет иметь скорость подъема самолета на высоту, которую принято называть вертикальной скоростью самолета.

С увеличением же вертикальной скорости, вполне понятно, время для подъема на высоту будет уменьшаться.

При подъеме избыточная мощность будет затрачиваться на преодоление силы веса самолета при определенной вертикальной скорости.

Эту зависимость выразим следующей формулой:

$$(N_{изб})_{\max} = \frac{G_0 U_{\max}}{75}, \quad (45)$$

где:

$(N_{изб})_{\max}$  — максимальная избыточная мощность, даваемая винтомоторной группой;

$G_0$  — полный вес самолета;

$U_{\max}$  — максимальная вертикальная скорость, при которой совершается подъем.

Для получения мощности в лошадиных силах произведение правой части равенства делим на 75.

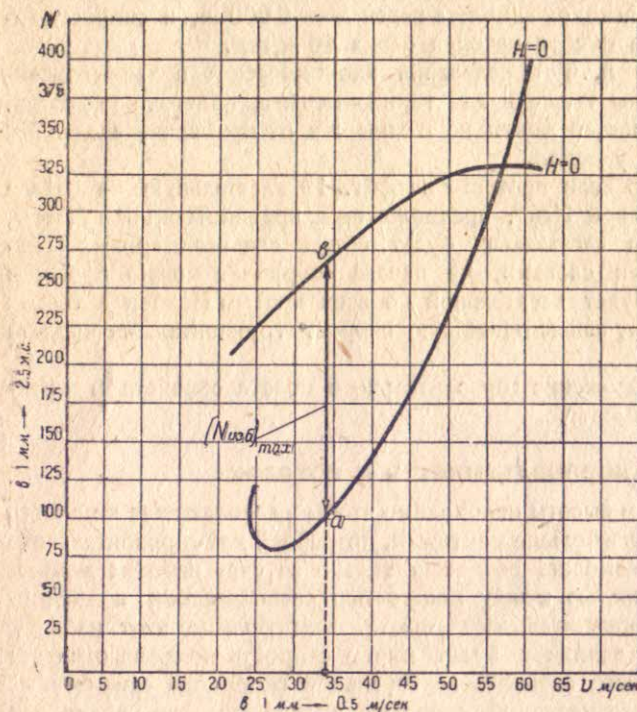
Из последней формулы определим скорость подъема на высоту, или вертикальную скорость:

$$U_{\max} = \frac{(N_{изб})_{\max} \cdot 75}{G_0}, \quad (46)$$

где:

$U_{\max}$  — максимальная вертикальная скорость;  
 $(N_{\text{изб}})_{\max}$  — максимальная избыточная мощность;  
 $G_0$  — полный вес самолета.

Вертикальную скорость обычно определяют при максимальном избытке мощности, и в этом случае она будет иметь максимальную величину.



Фиг. 20.

Рассматривая формулу (46), видим, что вертикальная скорость прямо пропорциональна избыточной мощности и обратно пропорциональна весу самолета. Отсюда вывод, что для сокращения времени подъема на высоту необходимы установка на самолет мотора большей мощности и, с другой стороны, уменьшение общего веса самолета.

В формуле (46) вес самолета  $G_0$  принимаем постоянным. В действительности вес самолета изменяется за счет выгорания горючего.

Однако, если подъем на высоту совершается сразу же при взлете, то расход горючего, а следовательно и уменьшение веса самолета, практически даст очень малую разницу в вертикальных скоростях, подсчитанных по формуле (46), на разных высотах. Поэтому, пользуясь формулой (46), при подсчете скороподъемности на разных высотах, будем считать вес самолета  $G_0$  неизменным.

Для подсчета вертикальных скоростей нам необходимо определить избыток мощности на всех высотах горизонтального полета, пользуясь для этого кривой Пено и кривой располагаемых мощностей на каждой высоте. Покажем это на следующем примере.

**ПРИМЕР.** Определить максимальный избыток мощности при горизонтальном полете у земли и найти вертикальную скорость.

а) Для этого на фиг. 20 вычертим имеющиеся у нас на фиг. 13 кривые Пено и располагаемых мощностей для горизонтального полета у земли.

б) Избыток мощности будет представлять разность между располагаемой и потребной мощностями горизонтального полета.

Эту разность мы найдем по максимальному раствору циркуля между вычерченными на фиг. 20 кривой располагаемой мощности и кривой Пено.

в) Максимальный избыток мощности по фиг. 20 равен  $(N_{\text{изб}})_{\max} = 167,5$  л. с. при скорости полета  $V = 33,75$  м/сек.

Эта избыточная мощность показана на фиг. 20 вертикальной линией ав.

г) Определим вертикальную скорость у земли по формуле (46):

$$U_0 = \frac{(N_{\text{изб}})_{\max} \cdot 75}{G_0} = \frac{167,5 \cdot 75}{2300} = 5,46 \text{ м/сек.}$$

Таким же образом определим вертикальные скорости на всех высотах, причем  $(N_{\text{изб}})_{\max}$  будем брать для каждой высоты из фиг. 19.

Найденные значения вертикальных скоростей сведем в следующую таблицу.

Таблица 18

Вертикальные скорости на высотах

H в м	$(N_{\text{изб}})_{\max}$	Скорости полета при $(N_{\text{изб}})_{\max}$	U м/сек	Примечания
		V м/сек		
1	2	3	4	5
0	167,5	33,75	5,46	1. Графы 2 и 3 заполняем из графика 19 2. Вертикальную скорость определяем по формуле: $U = \frac{(N_{\text{изб}})_{\max} \cdot 75}{G_0}$
1 000	130,0	34,38	4,24	
2 000	101,0	35,00	3,30	
3 000	75,0	35,75	2,44	
4 000	50,0	36,50	1,63	
5 000	26,0	37,87	0,85	
6 000	0	40,0	0	

По графе 1 и 4 табл. 18 построим на фиг. 21 кривую вертикальных скоростей в зависимости от высот.

На фиг. 21 в точке пересечения кривой вертикальных скоростей оси H имеем абсолютный потолок. Для расчетного самолета по фиг. 21 абсолютный потолок равен 6 000 м, где вертикальная скорость равна нулю.

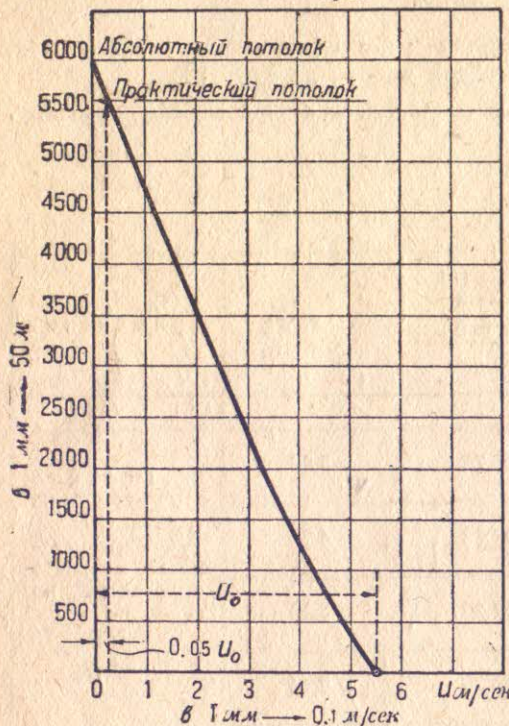
Практический потолок самолета определяется из этой же фиг. 21. Формулировка его такова: практическим потолком самолета называется высота, приведенная к международной стандартной атмосфере, при которой вертикальная скорость при подъеме самолета равна 5% от вертикальной скорости на уровне моря.

Найдем эту предельную скорость:

$$U_{\text{пред}} = 0,05 \cdot U_0. \quad (47)$$

Для нашего случая  $U_{\text{пред}} = 0,05 \cdot 5,46 = 0,273 \text{ м/сек.}$

Проведя из этой скорости прямую, параллельную оси  $u$ -ов, до пересечения с кривой вертикальных скоростей на оси высот, найдем значение практического потолка  $H_{\text{практ}} = 5650 \text{ м.}$



Фиг. 21.

## 11. Барограмма подъема на высоту

Имея кривую изменения вертикальных скоростей в зависимости от высоты (фиг. 21), мы можем определить время подъема на высоту.

Решим эту задачу следующим образом.

Для получения времени нужно высоту подъема разделить на вертикальную скорость, но так как последняя значительно меняется с высотой, то весь подъем разделим на интервалы по 500 м высотой, начиная от земли, а на больших высотах для большей точности расчета интервалы берем через 250 м высоты и затем в интервале берем среднюю вертикальную скорость.

Покажем этот ход расчета на следующем примере.

Пример I. Определить время подъема на высоту 500 м.

1) а) У земли вертикальная скорость по фиг. 21:

$$U = 5,46 \text{ м/сек.}$$

б) на высоте  $H = 500 \text{ м}$  по фиг. 21:

$$U = 4,82 \text{ м/сек.}$$

2) Средняя вертикальная скорость на этом отрезке высоты  $\Delta H = 500 \text{ м}$  будет равна:

$$U_{\text{ср}} = \frac{5,46 + 4,82}{2} = 5,14 \text{ м/сек.}$$

3) Время подъема в минутах получим, если разделим высоту на вертикальную скорость по следующей формуле:

$$\Delta t = \frac{\Delta H}{U_{\text{ср}} 60''}. \quad (47)$$

В знаменателе этой формулы введены 60'' для получения времени в минутах, так как вертикальная скорость по фиг. 21 определена в секундах.

Для нашего случая:

$$\Delta t_1 = \frac{\Delta H}{U_{\text{ср}} 60''} = \frac{500}{5,14 \cdot 60} = 1,622 \text{ мин.},$$

т. е. высоту в 500 м самолет наберет в течение 1,622 минуты.

Пример II. Определить время подъема на высоту 1000 м.

1) Вертикальная скорость на высоте 500 м по фиг. 21:

$$U = 4,82 \text{ м/сек.}$$

Эта же скорость на высоте 1000 м:

$$U = 4,24 \text{ м/сек.}$$

2) Средняя вертикальная скорость на отрезке высоты от 500 до 1000 м равна:

$$U_{\text{ср}} = \frac{4,82 + 4,24}{2} = 4,53 \text{ м/сек.}$$

3) Время подъема на высоту от 500 до 1000 м будет составлять:

$$\Delta t_2 = \frac{\Delta H}{U_{\text{ср}} 60''} = \frac{500}{4,53 \cdot 60} = 1,840 \text{ мин.}$$

Таким образом подъем на высоту 1000 м будет сделан в течение времени:

а) от земли до высоты 500 м, как найдено в примере I,  $\Delta t_1 = 1,622 \text{ мин.}$ ;

б) от 500 до 1000 м —  $\Delta t_2 = 1,840 \text{ мин.}$

т. е. время  $t = \Delta t_1 + \Delta t_2 = 1,622 + 1,840 = 3,462 \text{ мин.}$

Взяв другие интервалы высоты, определим подобным же образом время подъема. Результаты подсчета сведем в табл. 19 на стр. 52.

Напомним, что для составления табл. 19 мы сделали следующее:

1. задались интервалами высоты (графа 1);
2. на этих интервалах высоты по фиг. 21 определили  $U \text{ м/сек}$  (графа 2-я);
3. на каждом интервале высоты определили среднюю вертикальную скорость  $U \text{ м/сек}$  (графа 4-я);
4. на интервалах высоты определили время подъема по формуле:

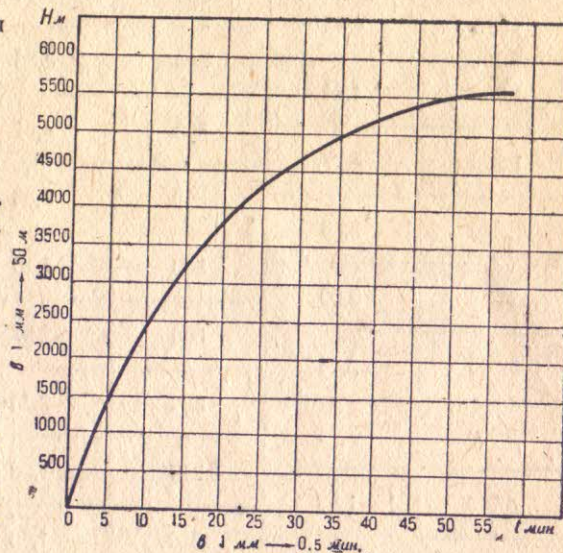
$$\Delta t = \frac{\Delta H}{U_{\text{ср}} 60''} \text{ (графа 5);}$$

5. определили время подъема:

$$t = \Delta t_1 + \Delta t_2 + \dots + \Delta t_n.$$

По табл. 19 построим барограмму взлета — время подъема в функции высоты (фиг. 22).

Имея барограмму взлета, нетрудно найти по ней время подъема на любую высоту.



Фиг. 22.

Таблица 19

Время подъема на высоту

$H$	$U$	$\Delta H$	$U_{cp}$	$\Delta t$	$t$
1	2	3	4	5	6
0	5,46				0
500	4,82	500	5,14	1,622	1,622
1 000	4,24	500	4,53	1,840	3,462
1 500	3,77	500	4,01	2,080	5,542
2 000	3,30	500	3,53	2,360	7,902
2 500	2,90	500	3,10	2,690	10,592
3 000	2,44	500	2,67	3,120	13,712
3 500	2,08	500	2,26	3,690	17,402
3 750	1,88	250	1,98	2,110	19,512
4 000	1,63	250	1,76	2,370	21,882
4 250	1,45	250	1,54	2,710	24,592
4 500	1,23	250	1,34	3,110	27,702
4 750	1,02	250	1,13	3,690	31,392
5 000	0,85	250	0,94	4,440	35,832
5 250	0,60	250	0,73	5,720	41,552
5 500	0,40	250	0,50	8,330	49,882
5 750	0,20	250	0,30	13,900	63,782
6 000	0	250	0,10	41,700	104,482

## 12. Максимальные и минимальные скорости горизонтального полета, кривая взлета на высоту и угол подъема самолета

Определим на фиг. 19 минимальные и максимальные скорости горизонтального полета на всех высотах. Эти скорости, как уже известно из п. 9, найдем в точках пересечения кривых Пено и располагаемых мощностей соответствующих высот. При этом, если кривые при минимальных скоростях не пересекаются, как например по фиг. 19, при высотах  $H=0$ ; 1 000; 2 000 и 3 000 м, то  $V_{min}$  в этом случае найдем проведением касательных к кривым Пено параллельно оси  $u$ -ов.

Найденные таким образом  $V_{min}$  и  $V_{max}$  по  $H$  запишем в таблицу.

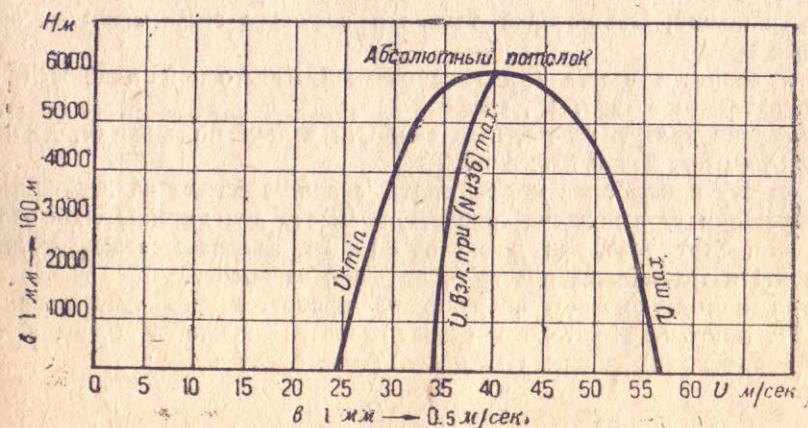
Таблица 20

Минимальные и максимальные скорости горизонтального полета по высотам

Высота $H$ в м . . . . .	0	1 000	2 000	3 000	4 000	5 000	6 000
$V_{min}$ в м/сек . . . . .	24,40	25,50	27,00	28,25	30,00	32,25	40
$V_{max}$ в м/сек . . . . .	57,00	55,50	54,50	52,75	51,00	48,25	

По этой таблице вычертим на фиг. 23 скорости горизонтального полета  $V_{min}$  и  $V_{max}$  по  $H$ .

Отметим, что построенная нами на фиг. 23 кривая минимальных скоростей горизонтального полета  $V_{min}$  по высотам имеет главным образом



Фиг. 23.

теоретическое значение, так как практически при этих минимальных скоростях горизонтальный полет не производится.

Для ясности вернемся к фиг. 13 и 14.

Рассматривая их, видим, что если совершить горизонтальный полет при найденных нами минимальных скоростях, предположим, у земли при  $V_{min} = 24,4$  м/сек, то необходимо дать самолету угол атаки порядка  $\alpha = 16^\circ$ , т. е. нужно самолет значительно «задрать».

В это же время при этой скорости потребная мощность винтомоторной группы будет больше, чем при большей скорости горизонтального полета, например при экономической скорости, величина которой для нашего расчета равна  $V_{э} = 27,5 \text{ м/сек}$ .

Это приводит к тому, что на практике для определения минимальной скорости горизонтального полета последний совершают при минимальных возможных числах оборотов винта, при которых самолет должен выдерживать горизонтальность полета и не «проваливаться».

Потребная в этом случае мощность будет минимальной и скорость горизонтального полета будет близка к экономической скорости.

Из фиг. 23 видно, что по мере увеличения набора высоты самолетом диапазон возможных скоростей горизонтального полета суживается и на высоте абсолютного потолка возможна уже только одна горизонтальная скорость. Для нашего расчета эта скорость по фиг. 23 при потолке  $H_{абс} = 6000 \text{ м}$  равна  $V = 40 \text{ м/сек}$ , что уже найдено нами ранее (п. 9).



Фиг. 24.

Для того чтобы совершить взлет на высоту в наикратчайшее время, необходимо дать мотору полный газ. При этом мы будем

иметь максимальный избыток мощности и следовательно максимальные вертикальные скорости, найденные нами в табл. 18.

Взлет в этом случае должен совершаться при вполне определенной скорости полета, при которой только и возможно сделать подъем в наименьшее время.

Эти скорости взлета при максимальной избыточной мощности нами уже определены в табл. 18, графе 3-й.

Вычертим кривую взлета, взяв скорости взлета по высотам, данным в табл. 18 (графы 1-я и 3-я; фиг. 23).

Имея эту кривую, мы можем найти скорость взлета на любой высоте. Определим угол подъема самолета на высоту при максимальном избытке мощности. Этот угол, как видно из фиг. 24, заключается между линией горизонта и траекторией полета (и подъема) на высоту.

Угол подъема можно получить из прямоугольного треугольника на фиг. 24, гипотенуза которого равна скорости полета  $V \text{ м/сек}$ , а катет равен вертикальной скорости  $U \text{ м/сек}$ . Тогда будем иметь:

$$\sin \theta = \frac{U}{V} . \quad (48)$$

Скорости  $U$  и  $V$  нами уже определены в табл. 18, откуда мы их возьмем для подсчета.

Пример. Определить угол подъема  $\theta$  у земли:

а) по табл. 18 при  $H=0$   $U=5,46 \text{ м/сек}$ ;

б) по этой же табл. 18 берем скорость полета, которая равна:

$$V = 33,75 \text{ м/сек};$$

$$\text{в) } \sin \theta = \frac{U}{V} = \frac{5,46}{33,75} = 0,162; \theta = 9^\circ 20'.$$

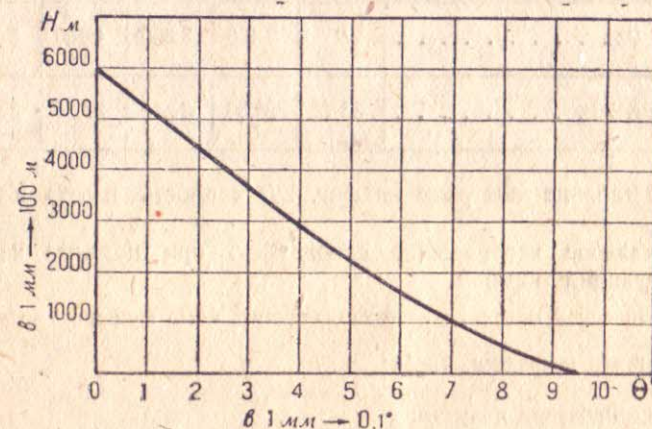
Продолжим подсчет для других высот и найденные величины запишем в табл. 21.

Таблица 21  
Углы подъема самолета в зависимости от высоты

$H \dots \dots$	0	1 000	2 000	3 000	4 000	5 000	6 000	Примечание
$U \dots \dots$	5,46	4,24	3,30	2,44	1,63	0,85	0	Скорости $U$ и $V$ берем из табл. 18
$V \dots \dots$	33,75	34,38	35,00	35,75	36,50	37,87	40	
$\sin \theta \dots \dots$	0,1620	0,1234	0,0943	0,0684	0,0447	0,0224	0	
$\theta_0 \dots \dots$	$9^\circ 20'$	$7^\circ 5'$	$5^\circ 25'$	$3^\circ 55'$	$2^\circ 35'$	$1^\circ 15'$	0	
$\theta_0 \dots \dots$	$9,33^\circ$	$7,08^\circ$	$5,42^\circ$	$3,92^\circ$	$2,58^\circ$	$1,25^\circ$	0	

На фиг. 25 построим углы подъема в функции высоты.

Из фиг. 25 видно, что по мере увеличения высоты угол подъема уменьшается и на высоте абсолютного потолка при  $H_{абс} = 6000 \text{ м}$   $\theta = 0$ , что указывает на невозможность дальнейшего подъема.



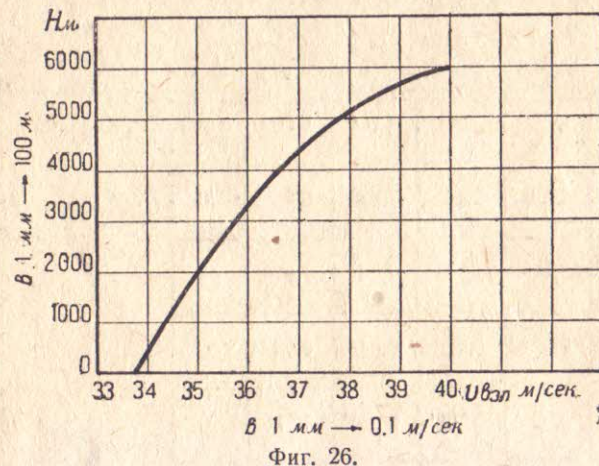
Фиг. 25.

### 13. Траектория взлета по расстоянию

В некоторых случаях может встретиться необходимость в определении высоты подъема самолета на определенном участке его горизонтального перемещения  $S$ . Решим эту задачу для нашего самолета при наимыгоднейшей скорости взлета, соответствующей максимальному избытку мощности

винтомоторной группы и, следовательно, максимальной вертикальной скорости.

Для этой цели на фиг. 26 построим скорость взлета по высоте, взяв цифровые данные из табл. 21.



Фиг. 26.

Возьмем через определенные промежутки времени  $t_{\text{мин}}$  и найдем для него по барограмме подъема (фиг. 22) высоту  $H$ , а по этой высоте из фиг. 26 определим скорость взлета  $V$  м/сек. Так например возьмем время подъема  $t_j = 5$  мин. По фиг. 22 этому времени соответствует высота  $H = 1350$  м. При этой высоте по фиг. 26 скорость взлета  $V_{\text{взл}} = 34,6$  м/сек.

Получив эти данные для разных участков времени  $t$  по барограмме подъема (фиг. 22), сведем их в следующую таблицу.

Таблица 22

Скорости взлета на высотах при разных отрезках времени подъема

Задаемся $t_{\text{мин}}$ . . . . .	0	10	20	30	40	50
$H$ из фиг. 22 . . . . .	0	2 400	3 800	4 600	5 100	5 450
$V_{\text{взл}}$ из фиг. 26 . . . . .	33,75	35,30	36,40	37,30	38,00	38,60

По этой таблице построим на фиг. 27 скорость взлета  $V$  в функции времени  $t$ .

Горизонтальное перемещение самолета  $S$  при подъеме на высоту  $H$  найдем следующим образом.

Из теоретической механики известно, что путь есть функция времени  $S = f(t)$  или  $S = V \cdot t$ .

Дифференцируя последнее, имеем:

$$dS = V \cdot dt.$$

При интегрировании получим:

$$S = \int_0^{t_0} V_{\text{взл}} \cdot dt,$$

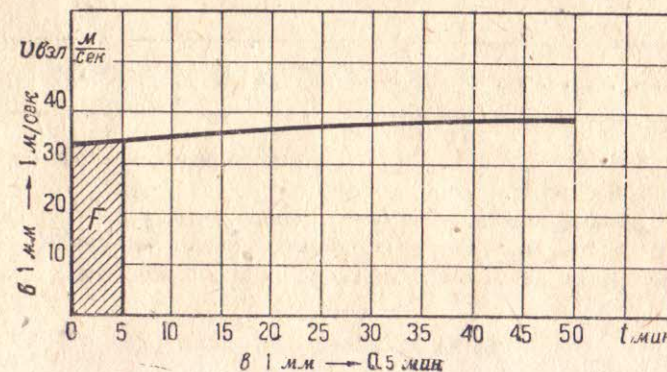
где предел  $t_0$  берем из барограммы взлета (фиг. 22). Решим этот интеграл графически.

Пример. Найдем горизонтальное перемещение  $S$  и высоту при этом  $H$  по истечении времени  $t = 5$  мин. с момента отрыва самолета от земли. Для этого произведем следующее:

а) На фиг. 27 заштрихованную площадь  $F$  примем за трапецию и определим размеры ее площади в мм<sup>2</sup>:

$$F = \frac{33,75 + 34,5}{2} \cdot 10 = 341,2 \text{ мм}^2.$$

б) Определим масштаб чертежа фиг. 27. По оси  $V$  имеем в 1 мм  $\rightarrow 1$  м/сек, а по оси  $t$  в 1 мм  $\rightarrow 0,5$  мин. Последние переведем в секунды,



Фиг. 27.

так как  $V_{\text{взл}}$  у нас отложена в м/сек. Имеем [в 1 мм  $\rightarrow 0,5 \cdot 60 = 30$  сек. Следовательно масштаб  $M$  фиг. 27 содержит в 1 мм<sup>2</sup>:  $M = 1 \cdot 30 = 30$  м.

Проверим размерность:

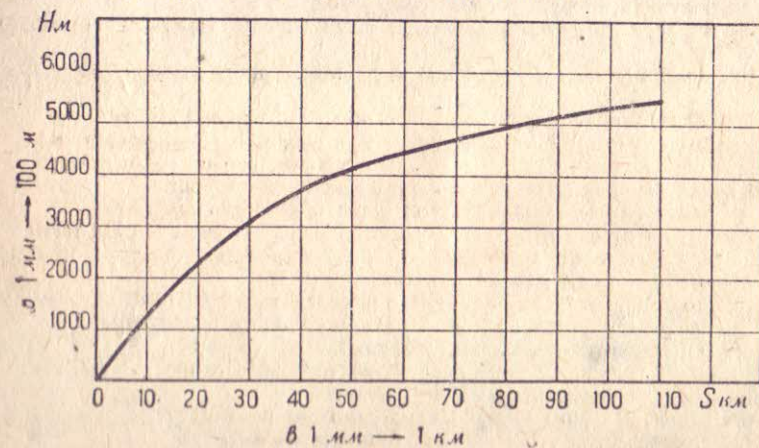
$$V_{\text{взл}} \cdot t = \left[ \frac{\text{м}}{\text{сек}} \cdot \text{сек.} \right] = [\text{м}].$$

в) Тогда горизонтальное перемещение:

$$S = F \cdot M = 341,2 \cdot 30 = 10\,236 \text{ м или } 10,236 \text{ км.}$$

Так как время подъема мы взяли  $t = 5$  мин., то высота самолета по барограмме взлета (фиг. 22) при этом времени равна  $H = 1350$  м.

Задаввшись несколькими участками времени  $t$  по фиг. 27 и следуя приведенному примеру, найдем ряд значений  $S$  и  $H$ .



Фиг. 28.

Результаты подсчета сведем в следующую таблицу.

Таблица 23

Горизонтальные перемещения самолета  $S$  при подъеме на высоту  $H$

$t$ мин . . . . .	5	15	30	50
$S$ км . . . . .	10,236	31,386	64,371	109,910
$H$ м . . . . .	1350	3 200	4 600	5450

По этой таблице на фиг. 28 построим горизонтальное перемещение самолета  $S$  по высоте  $H$ .

Имея эту кривую, можно, например, определить, успеет ли самолет набрать соответствующую высоту на определенном расстоянии, если при подъеме он встретит на своем пути какое-либо высокое препятствие.

### Контрольные вопросы

1. Какая зависимость между коэффициентами немецкими и нашими?
2. Что такое удлинение?
3. С какой целью делается построение  $C_y$  по  $\alpha$ ?
4. Что такое индуктивное сопротивление?
5. С какой целью делается построение кривой индуктивного сопротивления, как называется эта кривая и по каким данным она строится?
6. Что такое профильное сопротивление?
7. По каким данным строится кривая профильного сопротивления?
8. Для какой цели необходимо переходить к крылу с другим удлинением?
9. Для какой цели необходимо нахождение индуктивного сопротивления при другом удлинении и построение параболы?
10. С какой целью определяют сопротивление остальных частей самолета?
11. По каким данным строится поляра самолета?
12. При каких условиях равенства сил происходит горизонтальный полет?
13. При одном или нескольких углах атаки совершается горизонтальный полет и будут ли изменяться скорости и потребные мощности при изменении углов атаки?
14. Что дает кривая Пено и по каким данным она строится?
15. Как получить кривую располагаемых мощностей?
16. Как определяется минимальная и максимальная скорости горизонтального полета?
17. При помощи каких кривых можно доказать пределы горизонтальных скоростей?
18. Дать определение экономической скорости и способа нахождения ее?
19. В каких случаях происходит полет при экономической мощности?
20. Дать определение наивыгоднейшей скорости, способ нахождения ее?
21. В каких случаях пользуются наивыгоднейшей скоростью?
22. Как найти наивыгоднейший угол атаки и качество самолета?
23. Зависит ли от высоты полета сопротивление самолета и сила тяги?
24. Какая существует зависимость между плотностью воздуха и скоростями горизонтального полета на разных высотах?
25. При помощи каких кривых можно определить абсолютный потолок самолета?
26. При какой мощности возможен подъем самолета на высоту?
27. Как определяется избыточная мощность?
28. По каким величинам определяется вертикальная скорость?
29. Дать определение практического потолка.
30. Как строится барограмма подъема самолета на высоту?
31. Как определяется угол подъема самолета на высоту?
32. Как строится траектория взлета по горизонтальному перемещению самолета?

### Библиографический указатель

- |  |   |   |
|--|---|---|
| 1. Б. Н. Юрьев,                                  | } | Индуктивное сопротивление крыльев аэроплана.      |
| 2. Ветчинкин, Камнев, Ченцов,                    |   | Динамика полетов.                                 |
| 3. Труды ЦАГИ; выпуск 42,                        | } | Материалы по аэродинамическому расчету самолетов. |
| 4. В. С. Пышнов,                                 |   | Теория авиации.                                   |
| 5. Б. Т. Горощенко,                              | } | Рабочая тетрадь по авиации.                       |
| 6. Библиотека авиационного инженера, том второй. |   | Самолетостроение.                                 |

## Оглавление

Предисловие . . . . .	3
<b>Аэродинамический расчет самолета-моноплана</b>	
1. Пересчет дужки с одного удлинения на другое . . . . .	5
Построение поляры Лилиенталя . . . . .	—
Разметка углов атаки поляры Лилиенталя . . . . .	7
Нахождение индуктивного сопротивления и построение кривой его . . . . .	8
Построение кривой профильного сопротивления . . . . .	10
Индуктивное сопротивление и поляра Лилиенталя для дужки другого удлинения . . . . .	12
Учет скоса потока при переходе от одного удлинения дужки к другому . . . . .	—
2. Построение поляры Лилиенталя для самолета . . . . .	14
3. Характеристики дужек из атласа Прандтля и исходные данные для самостоятельной работы . . . . .	16
4. Построение кривой потребных мощностей для горизонтального полета самолета у земли (кривая Пено) . . . . .	21
5. Построение кривых потребных и располагаемых мощностей у земли . . . . .	29
6. Горизонтальные скорости самолета при разных режимах . . . . .	31
Посадочная скорость . . . . .	—
Максимальная . . . . .	32
Экономическая . . . . .	33
Наивыгоднейшая . . . . .	35
7. Наивыгоднейший угол атаки и качество самолета . . . . .	37
8. Построение кривых потребных мощностей для горизонтального полета самолета на другой высоте . . . . .	39
9. Построение кривых потребных и располагаемых мощностей для горизонтального полета на разных высотах . . . . .	43
10. Скороподъемность и потолок . . . . .	47
11. Барограмма подъема на высоту . . . . .	50
12. Максимальные и минимальные скорости горизонтального полета, кривая взлета на высоту и угол подъема самолета . . . . .	53
13. Траектория взлета по расстоянию . . . . .	55
Контрольные вопросы . . . . .	58
стей?	
18. Дать определение экономическ	
19. В каких случаях происходит	
20. Дать определение наивыгодне	
21. В каких случаях пользуются	
22. Как найти наивыгоднейший у	
23. Зависит ли от высоты полета	
24. Какая существует зависимо	
горизонтального полета на разных вы	
25. При помощи каких кривых м	
26. При какой мощности возмо	
27. Как определяется избыточная	
28. По каким величинам определ	
29. Дать определение практиче	
30. Как строится барограмма под	
31. Как определяется угол под	
32. Как строится траектория взле	

Цена 1 руб. 10 коп.

АА-30-4-2