

С. С. С. Р.

№ 306 НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ВСНХ № 306

Труды Центрального Аэро-Гидродинамического Института
Выпуск 42

МАТЕРИАЛЫ ПО АЭРОДИНАМИЧЕСКОМУ РАСЧЕТУ САМОЛЕТОВ

СБОРНИК СТАТЕЙ

А. В. ЧЕСАЛОВА, Ю. А. ПОБЕДОНОСЦЕВА и В. С. ВЕДРОВА

под редакцией В. Л. АЛЕКСАНДРОВА.

ИЗДАТЕЛЬСТВО НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ВСНХ
МОСКВА — 1929

Предисловие.

Ввиду малого наличия на русском языке литературы по аэродинамическому расчету самолетов в Обще-теоретическом отделе ЦАГИ была предпринята и проделана работа, которая по возможности должна была: во-первых—установить все необходимые элементы аэродинамического расчета; во-вторых—найти в литературе или дать свои упрощенные способы решения некоторых вопросов, могущих встретиться в практике аэродинамического расчета, и в-третьих—уложить по возможности все элементы расчета в более или менее стройную систему и этим облегчить соответствующим лицам изучение аэродинамического расчета и получение тех или иных справок, могущих встретиться на практике. Таким образом, эта работа рассчитана как на студентов, изучающих самолетостроение, так и на конструкторов. В результате проделанной ЦАГИ работы был написан ряд статей, охватывающих наиболее интересные и актуальные темы из аэродинамического расчета самолета, которые и вошли в настоящий сборник.

Таким образом в Сборник вошел аэродинамический расчет самолета с тремя степенями приближения, из которых первый уложен в номограмму, чрезвычайно упрощающую вычисления; этот расчет первого приближения пригоден лишь для первоначальных прикидок или для вычисления данных самолета при изменении какого-либо одного элемента самолета (например, мощности мотора, площади крыльев и т. п.). Расчет второго приближения можно применять при предварительном проекте самолета и, наконец, окончательный аэродинамический расчет делается при наличии уже продувки модели.

Для облегчения производства расчета второго приближения в сборнике даны таблицы коэффициентов лобового сопротивления различных частей самолета.

Наконец, для вычисления полярных крыла произвольной формы приведены два метода расчета: один аналитический—Трефтца и другой—графический на основании теории Прандтля.

Расчет устойчивости самолета представлен двумя статьями Ю. Победоносцева и В. С. Ведрова, из них первая дает новый метод балансировки самолета, а вторая—те формулы, которыми можно пользоваться для вычисления скаса потока. Обычный способ расчета продольной статической устойчивости в данном сборнике не приведен, так

как он чрезвычайно прост, всем известен и был в свое время описан в статье А. Черемухина (научные приложения к журналу Вестник Воздушного Флота, № 3, 1924). Наконец, в последней статье А. Чесалова даны международная стандартная атмосфера и методы приведения к ней испытаний самолетов. В ней дана также подробная таблица стандартной атмосферы в диапазоне практической потребности.

Финансирование работы по компановке сборника в довольно значительной доле производилась Осоавиахимом (его бывшей авиапромышленной секцией), которому ЦАГИ и приносит благодарность.

Зам. заведующего обще-теоретическим отделом *В. Александров.*

18 июня 1928 г.

Аэродинамический расчет самолета 1-го приближения.

А. В. Чесалов.

§ 1. Введение.

Для правильного решения задачи о выборе рациональных размеров самолета и мощности мотора в каждом частном случае необходимо пользоваться двумя приближенными методами аэродинамического расчета разных степеней грубости.

Первый из них, более грубый, позволяет выбрать мощность мотора и определить только диапазон размеров самолета, наилучшим образом удовлетворяющих заданию, не вникая в индивидуальные особенности профилей. Этот метод приводится в настоящей статье.

Второй же метод¹⁾, который изложен нами в одной из статей, вошедшей в настоящий сборник, рассматривает найденный диапазон размеров уже при индивидуальных особенностях подходящих как в конструктивном, так и в аэродинамическом отношениях дужек и позволяет окончательно остановиться на одном из наиболее выгодных вариантов.

В этой статье делаются выводы приближенных формул для определения максимальной скорости, потолка и скороподъемности самолета, дающие возможность произвести в первом приближении аэродинамический расчет самолета, выяснив его основные размеры. Кроме того, здесь приводится весьма простая номограмма, в которую нам удалось связать указанные выше приближенные уравнения.

Вышеупомянутые формулы и номограмма дают близкие к действительности результаты для самолетов, снабженных винтами, у которых максимальный к. п. д. винта η_{\max} соответствует максимальной скорости полета, что охватывает почти все самолеты с большим избытком мощности. Определение веса конструкции самолета, в зависимости от площади крыльев, ранее производилось эмпирическими формулами, точность которых обычно была до 15⁰/₁₀₀. Для большинства современных машин такая точность определения веса будет недостаточна, так как при весе конструкции равном 50⁰/₁₀₀ от полного веса, перетяжеление может оказаться, равном 7,5⁰/₁₀₀, что весьма чувствительно

¹⁾ Кривые Пэно в координатах тяги и скорости при приближенном учете вредных сопротивлений и обдувки.

может отозваться и на потолке, и на скороподъемности самолета. Следовательно, до тех пор, пока не будут установлены более точные формулы для определения весе машин лучше, всего пользоваться надежной статистикой или же опираться на предыдущий опыт.

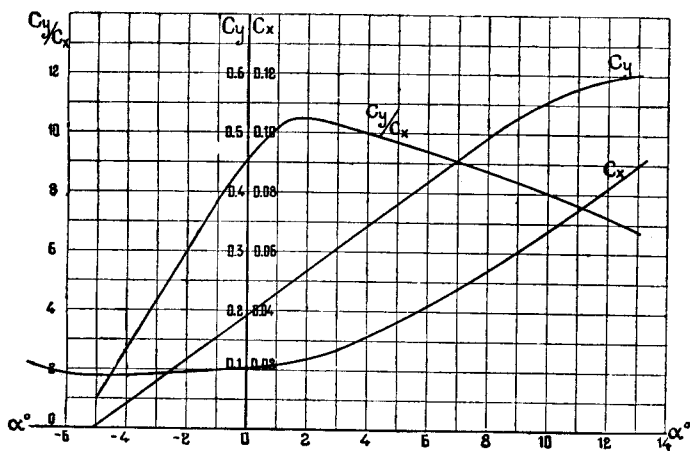
Оценку вредных сопротивлений самолета в настоящем приближенном методе можно делать довольно быстро, исходя из возможных

$$\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}$$

самолета, которые, как будет показано в дальнейшем, для определенных типов конструкций лежат в довольно узких пределах.

§ 2. Отношение предельных скоростей самолета.

Если рассматривать C_y , C_x и $\frac{C_y}{C_x}$ в функции угла атаки α , то у любой дужки, нашедшей большое применение в современных самолетах, можно заметить, что наклон прямолинейного участка кривой C_y остается практически постоянным, примерно от $C_y=0$ до $C_y=0,9 C_{y\max}$. Кроме того, вследствие малости изменения C_x с углом атаки при малых C_y наклон кривой $\frac{C_y}{C_x}$ также остается достаточно постоянным, примерно от $C_y=0$ до $C_y=0,4 C_{y\max}$ (фиг. 1).



Фиг. 1.

Следовательно, можно написать, что

$$\frac{C_y}{C_x} = a \cdot C_y = b \left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max} \cdot C_y. \quad (1)$$

Если через V_{\max} и $V_{\text{пос}}$ обозначить максимальную и посадочную скорости самолета, то отношение их, как известно, будет равно:

$$\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}} = \sqrt{\frac{C_{y\max}}{C_y}}. \quad (2)$$

Подставляя из уравнения (2) в уравнение (1) значение C_y , имеем:

$$\frac{C_y}{C_x} = b \cdot \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\max} \cdot \frac{C_{y\max}}{\left(\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}} \right)^2} = k \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\max} \cdot \left(\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}} \right)^{-2} \quad (3)$$

Мощность, необходимая для горизонтального полета, равна

$$\text{HP}_{\text{потр}} = \eta \cdot \text{HP}_{\text{ном}} = \frac{QV}{75}, \quad (4)$$

где Q — сопротивление в кг,

V — скорость в м/сек., а

$\text{HP}_{\text{ном}}$ — номинальная мощность мотора в л. с.

При горизонтальном полете подъемная сила равна весу самолета. Следовательно, лобовое сопротивление самолета будет:

$$Q = \frac{G_0}{\frac{C_y}{C_x}}, \quad (5)$$

и уравнение (4) переписывается так:

$$\text{HP}_{\text{ном}} \cdot \eta = \frac{G_0 \cdot V}{75 \frac{C_y}{C_x}} \quad (6)$$

При максимальной скорости горизонтального полета $V = V_{\max}$ и предполагая, что $\eta = \eta_{\max}$,

$$\frac{V_{\max}}{\left(\frac{C_y}{C_x} \right)} = \frac{75 \eta_{\max} \cdot \text{HP}_{\text{ном}}}{G_0} = \frac{75 \eta_{\max}}{\frac{\text{HP}_{\text{ном}}}{G_0}} \quad (7)$$

Подставляя значение $\frac{C_y}{C_x}$ из (3) в уравнение (7), имеем:

$$\frac{V_{\max}^3}{V_{\text{пос}}^2} = \frac{k \cdot 75 \cdot \eta_{\max} \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\max}}{\frac{G_0}{\text{HP}_{\text{ном}}}} \quad (8)$$

Откуда получаем:

$$\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}} = \frac{k_1 \cdot \sqrt[3]{\left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\max}}}{\sqrt[3]{\frac{V_{\text{пос}}}{\eta_{\max}} \cdot \frac{G_0}{\text{HP}_{\text{ном}}}}} \quad (9)$$

Для определения коэффициента k_1 в Америке ¹⁾ были построены достаточно точным способом характеристики самолета с пятью различными нагрузками на 1 м², при 6 различных нагрузках на лош. силу. Максимальный коэффициент полезного действия винта η_{\max} был определен

1) Report № 173, 1923 г. National Advisory Committee for Aeronautics. Washington.

по $\lambda = \frac{V}{n_s \cdot D}$ ¹⁾ при максимальной скорости и $n = 1800$ об/мин. Оказалось, что для среднего хорошо спроектированного самолета

$$k_1 \cdot \sqrt[3]{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}} = 12. \quad (10)$$

Эта же цифра была получена и для ряда испытанных самолетов, максимальное качество которых было равно или весьма близко к

$$\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max} = 8.$$

Таким образом, можно приближенно принять $k_1 = 6$.

Обозначив величину $\frac{V_{\text{пос}}}{\eta_{\max}} \cdot \frac{G_0}{\text{НР}_{\text{ном}}}$ через L , для отношения предельных скоростей можно окончательно написать:

$$\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}} = \frac{6 \sqrt[3]{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}}}{\sqrt[3]{L}}. \quad (11)$$

§ 3. Вертикальная скорость у земли.

Вертикальная скорость самолета в начале подъема находится по избытку мощности у земли и выражается формулой:

$$u_0 = \frac{75 (\text{НР}_{\text{дейст}} - \text{НР}_{\text{потр}})}{G_0}. \quad (12)$$

Действительная мощность винто-моторной группы будет:

$$\text{НР}_{\text{дейст}} = k_2 \cdot \eta_{\max} \cdot \text{НР}_{\text{ном}}, \quad (13)$$

где k_2 —некоторая постоянная, зависящая от винто-моторной группы.

Потребная же мощность равна

$$\text{НР}_{\text{потр}} = \frac{Q \cdot V_{\text{подъем}}}{75} = \frac{G_0 \cdot V_{\text{подъем}}}{75 \left(\frac{C_y}{C_x}\right)}, \quad (14)$$

где $V_{\text{подъем}}$ — скорость по траектории подъема.

Вынося за скобки в уравнении (12) $\text{НР}_{\text{потр}}$ и подставляя в него значение $\text{НР}_{\text{потр}}$ из уравнения (14), получим:

$$u_0 = \frac{V_{\text{подъем}}}{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)} \left(\frac{\text{НР}_{\text{дейст}}}{\text{НР}_{\text{потр}}} - 1 \right). \quad (15)$$

Практикой американцев установлено, что наилучшая скорость при подъеме $V_{\text{подъем}}$ больше посадочной скорости примерно на $\frac{1}{3}$ разности между V_{\max} и $V_{\text{пос}}$, т.-е.

$$V_{\text{подъем}} = V_{\text{пос}} + \frac{1}{3} (V_{\max} - V_{\text{пос}}) = \frac{2 V_{\text{пос}} + V_{\max}}{3}. \quad (16)$$

¹⁾ n_s —число оборотов винта в сек., D —диаметр винта.

Эта скорость ¹⁾ лежит очень близко, а практически почти всегда совпадает со значением максимального качества самолета $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}$. Кроме того, оказывается, что k_2 в функции $\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}}$ достаточно точно может быть выражено таким уравнением ²⁾:

$$k_2 = \left(\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}}\right)^{-0,27} \quad (17)$$

Уравнение (16) на основании (10) и (11) может быть преобразовано в следующее:

$$V_{\text{подъем}} = \frac{V_{\text{пос}} \left(\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}} + 2\right)}{3} = 4 V_{\text{пос}} \left(\frac{1}{6} + \sqrt[3]{\frac{1}{L}}\right). \quad (18)$$

Деля уравнение (13) на (14) и подставляя значение k_2 из уравнения (17), имеем:

$$\frac{HP_{\text{дейст}}}{HP_{\text{потр}}} = \frac{75 \left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}}{\left(\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}}\right)^{0,27} G_0 \cdot \frac{V_{\text{подъем}}}{HP} \cdot \eta_{\max}}. \quad (19)$$

Подставляя далее значение $V_{\text{подъем}}$ из уравнения (18) и делая некоторые преобразования, получим:

$$\frac{HP_{\text{дейст}}}{HP_{\text{потр}}} = \frac{9,6 \left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}}{\frac{1}{6} L^{0,91} + L^{0,58}}, \quad (20)$$

и уравнение (15) принимает окончательно такой вид:

$$u_0 = 4 V_{\text{пос}} \left(\frac{1}{6} + \sqrt[3]{\frac{1}{L}}\right) \left[-\frac{9,6}{\frac{1}{6} L^{0,91} + L^{0,58}} - \frac{1}{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}} \right] \quad (21)$$

Следует заметить, что для очень малых u_0 формула (21) ненадежна, так как малые ошибки в любом из членов могут повлечь за собой большие ошибки в u_0 .

Минимальное значение u_0 , для которого формула (21) дает хорошие результаты, это—2 м/сек.

§ 4. Абсолютный потолок.

Абсолютным потолком называется высота, приведенная к международной стандартной атмосфере, при которой вертикальная скорость при подъеме самолета равна нулю. Вальтером Дилем ³⁾ найдена зави-

¹⁾ Report № 173, 1923 г. N. A. C. A.

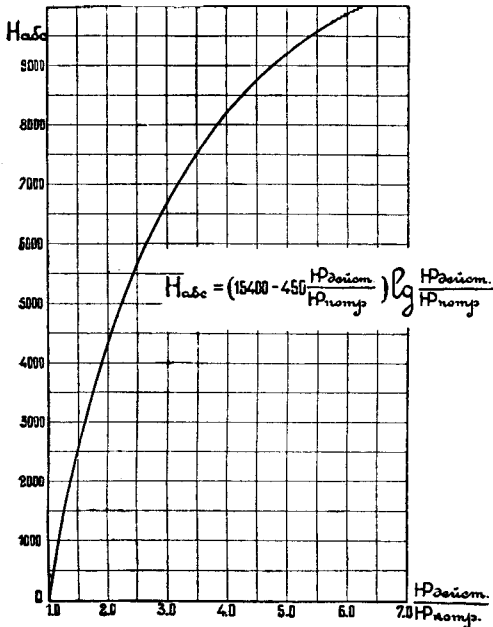
²⁾ Ibid.

³⁾ Report № 171, 1923 г. N. A. C. A.

симость высоты абсолютного потолка от избытка мощности у земли. Эта зависимость представлена на фиг. 2 и для постоянного числа оборотов выражается уравнением:

$$H_{\text{абс}} = \left(15400 - 450 \frac{HP_{\text{дейст}}}{HP_{\text{потр}}} \right) \lg \frac{HP_{\text{дейст}}}{HP_{\text{потр}}} \quad (22)$$

Для того, чтобы выразить отношение $\frac{HP_{\text{дейст}}}{HP_{\text{потр}}}$ через те же величины L и $\left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{мах}}$, в более краткой форме можно приближенно считать $V_{\text{подъем}}$ равным $V_{\text{пос}}$; разделив уравнение (13) на (14), получим:



Фиг. 2. Зависимость высоты абсолютного потолка от избытка мощности у земли ($n = \text{const}$).

$$\frac{HP_{\text{дейст}}}{HP_{\text{потр}}} = \frac{k_3 \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{мах}}}{L} \quad (23)$$

В этом случае мы имеем уже некоторый коэффициент k_3 , который можно представить так:

$$k_3 = 75 \left(\frac{V_{\text{мах}}}{V_{\text{пос}}} \right)^{-0.60} \quad (24)$$

Подставляя значение k_3 в уравнение (23) и выражая $\frac{V_{\text{мах}}}{V_{\text{пос}}}$ через $\frac{12}{3}$, после простых преобразований найдем:

$$\frac{HP_{\text{дейст}}}{HP_{\text{потр}}} = \frac{17 \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{мах}}}{L^{0.80}} \quad (25)$$

или же подставляя это значение $\frac{HP_{\text{дейст}}}{HP_{\text{потр}}}$ в уравнение (22), окончательно получим:

$$H_{\text{абс}} = \left[15400 - \frac{7650 \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{мах}}}{L^{0.8}} \right] \lg \frac{17 \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{мах}}}{L^{0.8}} \quad (26)$$

Проверка этой формулы на различных самолетах показала, что если мы перепишем ее так:

$$H_{\text{абс}} = \left[15400 - \frac{7650 \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{мах}}}{L^{0.8}} \right] \lg \frac{k_4 \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{мах}}}{L^{0.8}},$$

то коэффициент k_4 изменяется в пределах от 16,5 до 17,5 и имеет, как среднее значение, действительно 17.

Необходимо еще раз заметить, что в величину L всюду входит один и тот же максимальный коэффициент полезного действия винта η_{\max} , который соответствует *максимальной скорости полета*. Изменение же его при подъеме учитывается уже опытными коэффициентами k_2 и k_3 . Если у самолета расчетная скорость винта далека от его максимальной скорости, например, специально высотный винт, то графики теряют силу.

Принято, что нормальное число оборотов мотора $n = 1\,800$ об/мин., соответствующее максимальной скорости, равномерно уменьшается до $1\,600$ об/мин. на малой скорости. Это уменьшение числа оборотов может оказаться несколько больше обычного для малых пределов изменения скоростей, но как среднее оно хорошо. Поэтому значение u_0 и потолка, в случае самолета с малым избытком мощности, оказывается несколько меньшим.

§ 5. Время подъема на любую высоту.

Если принять, что вертикальная скорость изменяется с высотой линейно, что имеет место у большинства самолетов, снабженных не-высотными моторами, то можно написать, что

$$u = \frac{u_0}{H_{\text{а\delta c}}} (H_{\text{а\delta c}} - Z). \quad (27)$$

Здесь u_0 — наибольшая вертикальная скорость у земли, $H_{\text{а\delta c}}$ — абсолютный потолок и u — вертикальная скорость на высоте Z .

За время dt на высоте Z самолет поднимается на высоту dZ

$$u \cdot dt = dZ. \quad (28)$$

Интегрируя это уравнение, получаем:

$$t = \int_0^Z \frac{dZ}{u}. \quad (29)$$

Подставляя значение u из (27) в уравнение (29), найдем, что

$$t = \int_0^Z \frac{H_{\text{а\delta c}} dZ}{(H_{\text{а\delta c}} - Z) \cdot u_0} = \frac{H_{\text{а\delta c}}}{u_0} \int_0^Z \frac{dZ}{H_{\text{а\delta c}} - Z}. \quad (30)$$

Окончательное интегрирование правой части уравнения (30), постановка пределов и переход от натуральных логарифмов к десятичным дают:

$$t_{\text{вс}} = 2,3 \frac{H_{\text{а\delta c}}}{u_0} \lg \frac{H_{\text{а\delta c}}}{H_{\text{а\delta c}} - Z}, \quad (31)$$

когда же t выражено в минутах, то

$$t_{\text{min}} = 0,0384 \frac{H_{\text{а\delta c}}}{u_0} \lg \frac{H_{\text{а\delta c}}}{H_{\text{а\delta c}} - Z}. \quad (32)$$

§ 6. Практический потолок самолета.

Практическим потолком самолета следует называть высоту, приведенную к международной стандартной атмосфере, при которой вертикальная скорость при подъеме самолета равна 5% от вертикальной скорости у земли (на уровне моря ¹⁾). Для целей аэродинамического расчета 1-го приближения можно принять:

$$H_{\text{практ}} = 0,95 H_{\text{абс}}. \quad (33)$$

§ 7. Качество самолета.

Во всех вышеприведенных формулах фигурирует величина $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}$, которая является максимальным качеством всего самолета. Если имеется поляра всего самолета, то, разумеется, следует брать действительные его значения. Но очень часто конструктору бывает нужно сделать „прикидку“ или быстро определить влияние изменения веса или мощности самолета на его характеристики. Тогда величиной качества самолета можно довольно близко задаться, так как отклонение от $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}} = 8$ в большинстве случаев бывает невелико.

Можно считать, что:

Конструкции с очень большим относительным сопротивлением $\left(\frac{\sigma}{S}\right)$ имеют $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}$ равным от 6,5 до 7,5
обычные конструкции $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}$ „ „ 7,5 „ 8,5
весьма удачные конструкции $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}$ „ „ 8,5 „ 9,5

§ 8. Сводка приближенных формул.

Отношение предельных скоростей:

$$\frac{V_{\text{max}}}{V_{\text{пос}}} = \frac{6 \sqrt[3]{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}}}{\sqrt[3]{L}}. \quad (11)$$

Вертикальная скорость на уровне моря:

$$u_0 = 4 V_{\text{пос}} \left(\frac{1}{6} + \sqrt[3]{\frac{1}{L}} \right) \left[\frac{9,6}{\frac{1}{6} L^{0,91} + L^{0,58}} - \frac{1}{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\text{max}}} \right]. \quad (21)$$

¹⁾ См. дальше нашу статью: Международная стандартная атмосфера и приведение к ней результатов полетных испытаний самолетов.

Скорость при подъеме:

$$V_{\text{подъем}} = \frac{2 V_{\text{пос}} + V_{\text{max}}}{3}. \quad (16)$$

Абсолютный потолок:

$$H_{\text{абс}} = \left[15400 - \frac{7650 \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{max}}}{L^{0,8}} \right] \lg \frac{17 \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{max}}}{L^{0,8}}. \quad (26)$$

Практический потолок:

$$H_{\text{практ}} = 0,95 H_{\text{абс}}. \quad (33)$$

Время подъема на высоту Z :

$$t_{\text{min}} = 0,0384 \frac{H_{\text{абс}}}{u_o} \lg \frac{H_{\text{абс}}}{H_{\text{абс}} - Z} \quad (32)$$

$$L = \frac{V_{\text{пос}}}{\eta_{\text{max}}} \cdot \frac{G_o}{\text{HP}_{\text{ном}}}.$$

$V_{\text{пос}}$ — посадочная скорость самолета в м/сек .

η_{max} — максимальный коэффициент полезного действия винта, соответствующий наибольшей скорости полета.

G_o — полный вес самолета в полете в кг .

$\text{HP}_{\text{ном}}$ — номинальная мощность мотора в лош. сил .

$\left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{max}}$ — максимальное качество *всего* самолета.

u_o — вертикальная скорость самолета у земли в м/сек .

$H_{\text{абс}}$ — абсолютный потолок в м .

$H_{\text{практ}}$ — практический потолок в м .

t_{min} — время подъема на определенную высоту в мин .

Z — высота в м .

§ 9. Номограмма для аэродинамического расчета самолета 1-го приближения. Построение номограммы.

Пользование формулами, только что перечисленными в предыдущем параграфе, не всегда бывает удобным, в особенности, если нет под руками таблицы логарифмов или логарифмической шкалы на счетной линейке, да и сама операция раскрытия каждый раз какой-нибудь неуклюжей формулы (напр. 21) отнимает не мало времени, а принимая во внимание приближенность метода, может заставить вообще отказаться от пользования этим методом; поэтому все найденные зависимости мы изобразили рядом графиков, которые нам удалось связать между собой и представить в виде одной, весьма простой для пользования, номограммы, позволяющей чрезвычайно быстро определить характеристику всего самолета (см. номограмму).

В левом верхнем углу изображена графически зависимость $\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}}$ от L и $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}$, которая в пояснении не нуждается и получена раскрытием формулы (11).

В правом верхнем углу в координатах L, H даны кривые для определения абсолютного потолка, полученные вычислениями по формуле (26), так что значение L при любом качестве самолета сразу определяет $H_{\text{абс}}$ в метрах. В левом нижнем углу изображен график зависимости $V_{\text{подъем}}$ от $\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}}$, который легко строится по формуле (18), и в пояснении также не нуждается.

В середине внизу дан график зависимости u_0 от $V_{\text{подъем}}$

$$\text{и} \quad \frac{\frac{\text{НР}_{\text{действ}}}{\text{НР}_{\text{потр}}} - 1}{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}}.$$

Он легко строится по формуле (15).

В середине сверху даны кривые для определения вспомогательной

$$\text{величины} \quad \frac{\frac{\text{НР}_{\text{действ}}}{\text{НР}_{\text{потр}}}}{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}}.$$

• Эти кривые легко строятся после небольшого преобразования формулы (20) и приведения ее к виду:

$$\frac{\frac{\text{НР}_{\text{действ}}}{\text{НР}_{\text{потр}}} - 1}{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}} = \frac{9,6}{\frac{1}{6} L^{0,91} + L^{0,58}} - \frac{1}{\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}}. \quad (20')$$

Наконец, внизу имеется еще два графика, которые могли быть связаны между собой более тесно, чем остальные. Первый из них служит для определения времени подъема на любую высоту при линейном законе изменения с высотой u , а второй для определения максимальной скорости полета на любой высоте.

Первый строится таким образом.

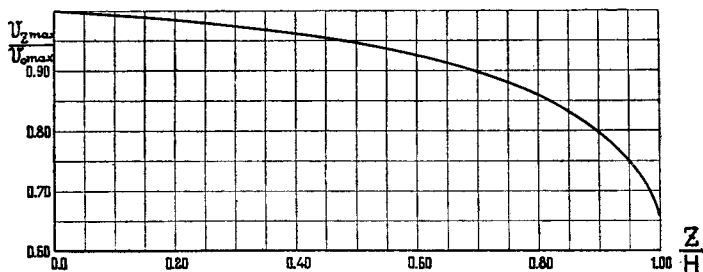
В координатах H, u_0 проводятся прямые постоянных значений $\frac{H}{u_0}$, которые фигурируют постоянными для данного самолета и в формуле (32)

$$t_{\min} = 0,0384 \frac{H}{u_0} \lg \frac{H}{H-Z}.$$

Построив значения $\frac{H}{Z}$ в масштабе $0,0384 \lg \frac{1}{1 - \frac{H}{Z}}$, как показано на номограмме, и проведя прямую до пересечения с прямой постоян-

ных $\frac{H}{u_0}$, на нижней шкале читают время подъема в минутах на желаемую высоту Z .

Второй график, находящийся на номограмме в правом нижнем углу, получен американцами ¹⁾ чисто экспериментальным путем. Следует только отметить, что кривая, изображенная на нем, носит не-



Фиг. 3. Отношение максимальных скоростей на высоте и на земле.

обычный характер. Это происходит исключительно от того, что кривая искажилась логарифмическим масштабом. В обыкновенном масштабе она имеет вид, как показано на фиг. 3.

§ 10. Пользование номограммой.

А. Самолет имеет невысотный мотор.

Желая установить влияние изменения веса несущей поверхности и нагрузки на лошадиную силу мотора, при проектировании новой машины конструктор должен прежде всего вычислить возможные для данного самолета значения

$$L = \frac{V_{\text{пос}}}{\eta_{\text{max}}} \cdot \frac{G_0}{\text{НР}_{\text{ном}}}.$$

Следует отметить, что $V_{\text{пос}}$ в данном случае должно вычисляться по формуле $V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{G_0}{C_{y_{\text{max}}} \cdot \rho \cdot S}}$ без всяких поправочных коэффициентов, которые иногда применяются некоторыми конструкторами (то же значение $V_{\text{пос}}$ следует брать и при поверочных расчетах существующих самолетов).

G_0 — представляет полный полетный вес (в кг) машины при заданной поверхности S м и моторе, имеющем у земли номинальную мощность $\text{НР}_{\text{ном}}$.

Ранее было указано, что зависимости, выраженные формулами (11, 21 и 26), а теперь представленные графически на номограмме, справедливы в том случае, когда скорость, при которой получается максимум коэффициента полезного действия винта, совпадает или близка к максимальной скорости самолета. При пользовании номограм-

¹⁾ Report № 173, 1923 г. N. A. C. A.

мой этого и следует придерживаться. Если расчетная скорость винта близка к $0,9 V_{\max}$, что имеет место почти у большинства современных самолетов с большим избытком мощности ¹⁾, то номограмма дает еще довольно хорошие результаты, так что ей можно пользоваться в пределах

$V_{\text{расч}}$ равным от $0,9 V_{\max}$ до V_{\max} .

Определение к. п. д. винта можно производить по логарифмическим или обыкновенным графикам серий испытанных в лаборатории винтов.

В виду того, что к. п. д. винта в пределах между расчетной скоростью винта и максимальной скоростью самолета изменяется незначительно, в выражение $L = \frac{V_{\text{пос}}}{\eta_{\max}} \cdot \frac{G_0}{\text{HP}_{\text{ном}}}$ можно подставлять η_{\max} , который получается при расчетной скорости винта.

Когда в распоряжении конструктора имеются достаточно правильно определенные значения L , остается задаться максимальным качеством самолета $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}$ или же найти его из поляры самолета.

Когда качество самолета неизвестно, то, задаваясь им, можно считать:

$$\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}$$

Плохие конструкции с большим относительном сопротивлением	6,5 — 7,5
Обычные конструкции (бипланы)	7,5 — 8,5
Весьма удачные конструкции ²⁾ (главным образом монопланы)	8,5 — 9,5

Далее поступают так, как показано в примерном расчете на номограмме. Проведя из L горизонтальную прямую до пересечения с кривой $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max} = \text{const}$, на нижней шкале читают отношение $\left(\frac{V_{\max}}{V_{\text{пос}}}\right)$ и, следовательно, определяют V_{\max} , так как $V_{\text{пос}}$ — величина исходная.

Затем легко определить и скорость при подъеме. Она получается при пересечении вертикальной прямой с прямой $V_{\text{пос}} = \text{const}$, как показано на номограмме пунктиром и стрелками. Зная L и $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}$,

¹⁾ См. Б. Н. Юрьев. Воздушные гребные винты (пропеллеры), стр. 26. Труды ЦАГИ. Вып. 10. 1925 г.

²⁾ Конструкции специального назначения, напр., специально высотные машины и авиетки — монопланы, могут иметь $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}$ до 12 и больше. Значения $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max} > 10$ могут получаться и у самолетов с большой поверхностью крыльев, у которых за этот счет значение $\frac{\sigma}{S}$ оказывается меньше обычного.

по графику в правом верхнем углу легко определить и абсолютный потолок H м. Далее таким же образом определяют вспомогательную

величину $\frac{HP_{дейст} - 1}{HP_{потр} \left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{max}}$, проведя из которой вертикаль до пересечения с прямой $V_{подъем} = const$, находят начальную вертикальную скорость при подъеме самолета u_0 .

Определив u_0 и H , легко найти вспомогательную прямую $\frac{H}{u_0} = const$, а затем время подъема на любую высоту и V_{max} на любой высоте. Взяв желаемое значение $\frac{Z}{H}$ на логарифмической шкале и проведя влево прямую до пересечения с прямой $\frac{H}{u_0} = const$, на нижней шкале читают время подъема в минутах на высоту Z . Проведя из той же точки $\frac{Z}{H}$ логарифмической шкалы вправо прямую до пересечения с кривой $\frac{V_{Zmax}}{V_{0max}}$, на верхней шкале читают значение $\frac{V_{Zmax}}{V_{0max}}$ и находят, следовательно, максимальную скорость на любой высоте. Следует заметить, что кривая $\frac{V_{Zmax}}{V_{0max}}$ при увеличении $\frac{Z}{H}$ асимптотически приближается к значению $\frac{V_{Zmax}}{V_{0max}} = 0,65$. У самолета с обыкновенным мотором на высоте его практического потолка скорость будет $\cong 0,75 V_{0max}$.

В. Самолет имеет мотор с повышенной степенью сжатия.

У нас в СССР до сих пор принималось, что индикаторная мощность мотора падает с высотой пропорционально плотности воздуха и механические потери мотора с высотой не изменяются ¹⁾. Следовательно, падение эффективной мощности мотора с изменением плотности воздуха может быть схематически представлено линейным, как показано на фиг. 4.

Если мы имеем мотор с повышенной степенью сжатия, не могущий у земли использовать полностью свою мощность и вынужденный работать на дросселе, то изменение эффективной мощности такого мотора с плотностью воздуха может быть схематически представлено, как показано на фиг. 5, ломаной abc .

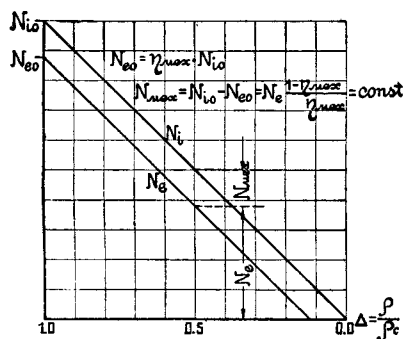
Точка a соответствует номинальной мощности мотора у земли. При постоянном числе оборотов мотора эта мощность может оста-

¹⁾ Это предположение, хотя и не вполне верное, дает, однако, сравнительно близкие сохождения с опытами и, следовательно, для целей аэродинамического расчета 1-го приближения всегда может быть допущено.

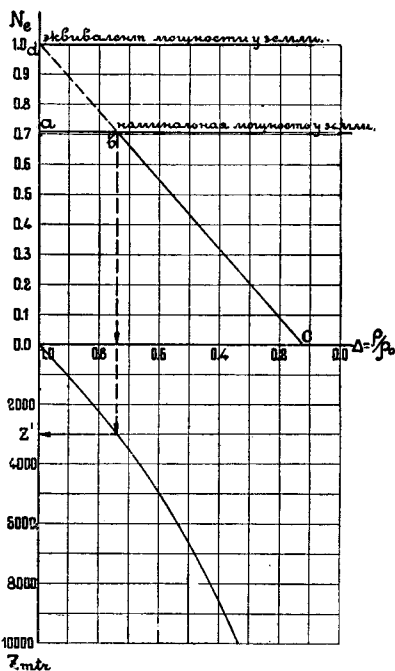
ваться почти постоянной до некоторой высоты Z' , соответствующей полному открытию дросселя.

Далее начинается такое же линейное падение N_e с плотностью воздуха, как и на фиг. 4. Продолжая прямую bc до пересечения с осью ординат, получаем точку d , которая у моторов с повышенной степенью сжатия называется эквивалентом мощности у земли (фиг. 5).

Если пренебречь изменением числа оборотов винто-моторной группы с высотой, которое при высотных моторах невелико, то для целей вычисления абсолютного потолка самолета можно принять, что изменение мощности мотора с плотностью воздуха происходит по прямой dc так же, как и у обыкновенных моторов (фиг. 5). В этом случае на высотах между Z' и потолком самолет с обыкновенным мотором с начальной мощностью $N_e = 1,0$ и высотным с номинальной



Фиг. 4. Схематическое изображение падения мощности обыкновенного мотора с высотой ($n = \text{const}$).



Фиг. 5. Схематическое изображение падения мощности с высотой у мотора с повышенной степенью сжатия ($n = \text{const}$).

мощностью a и эквивалентом мощности на земле $d = 1,0$ (фиг. 5) будут вести себя совершенно одинаково.

Следовательно, когда имеется мотор с повышенным сжатием, пользоваться номограммой следует таким образом.

При определении величины отношения предельных скоростей и начальной вертикальной скорости в величину L нужно подставить значение $HP_{\text{ном}}$ — номинальной мощности мотора у земли, а при определении абсолютного потолка эквивалент мощности у земли.

Вычисление времени подъема на высоту в данном случае будет немного сложнее. До высоты Z' вертикальную скорость при подъеме можно считать постоянной, а далее меняющейся с высотой линейно, — как схематически показано на фиг. 6. Определение высоты Z' можно делать по фиг. 5, так как этот график построен для случая, когда

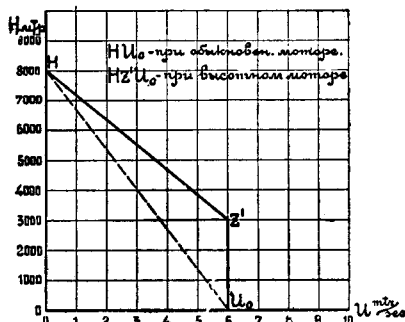
механический коэффициент полезного действия мотора равен $\eta_{\max} = 0,88$ и очень близок к η_{\max} современных стационарных авиамоторов.

Например, если номинальная мощность мотора равна 0,71 от эквивалента мощности на земле, то $Z' = 3000$ м. Когда высота Z' и начальная вертикальная скорость u_0 известны (фиг. 6), время подъема на высоту Z' , а также на высоты меньшие, чем Z' , легко подсчитывается по формуле:

$$t_{\min} = \frac{Z'}{60 \cdot u_0}. \quad (34)$$

Вычисление времени подъема на высоты, большие Z' , должно производиться суммированием времени подъема на высоту Z' и временем подъема с высоты Z' до желаемой высоты Z .

Как было только что указано при принятой схеме (фиг. 6), время подъема на высоту Z' легко определяется формулой (34), время же подъема с высоты Z' до высоты Z может быть найдено по формуле:



Фиг. 6. Схематическое изображение изменения вертикальной скорости с высотой при обыкновенном и высотном моторе.

$$t_{\min} = 0,0384 \frac{H_{\text{абс}} - Z'}{u_0} \lg \frac{H_{\text{абс}} - Z'}{H_{\text{абс}} - Z} \quad (32')$$

или подсчитано опять же графически.

При пользовании номограммой в данном случае следует только определить новую вспомогательную прямую $\frac{H_{\text{абс}} - Z'}{u_0} = \text{const}$, а по логарифмической шкале брать уже вместо $\frac{Z}{H_{\text{абс}}}$ величину $\frac{Z - Z'}{H_{\text{абс}} - Z'}$ и пользоваться графиком времени подъема как обычно. Следовательно, время подъема от земли до высоты $Z > Z'$ определяется по формуле

$$t_{\min} = 0,0384 \frac{H_{\text{абс}} - Z'}{u_0} \lg \frac{H_{\text{абс}} - Z'}{H_{\text{абс}} - Z} + \frac{Z'}{60 u_0} \quad (35)$$

или же, как только что было объяснено, по номограмме и формуле (34).

Следует заметить, что график отношения максимальных скоростей дает очень близкие результаты только для самолетов, снабженных обыкновенными моторами. Если же на самолете высотный мотор, то закон изменения максимальной скорости с высотой будет другой, нежели изображенный на фиг. 3. По расчетам выходит, что у самолетов, снабженных высотными моторами до некоторой высоты обыкновенно получается некоторое увеличение максимальной скорости. Максимум же этих наибольших горизонтальных скоростей получается

между 0 и Z' . После полного открытия дросселя, которое можно считать происходящим на высоте Z' , начинается падение скорости.

Однако, испытания самолетов с высотными моторами показывают, что увеличение горизонтальной скорости у таких самолетов на высоте бывает невелико, и поэтому приблизительно от 0 до высоты Z' ее можно считать постоянной. От высоты Z' и выше максимальная скорость будет падать. Приблизительно это падение максимальной скорости можно находить по той же кривой $\frac{V_{z_{\max}}}{V_{0_{\max}}}$, но только вместо $V_{0_{\max}}$ брать некоторое фиктивное значение максимальной скорости у земли, которое получается из номограммы при подстановке в величину L вместо номинальной мощности—эквивалента мощности у земли. Другими словами, при определении максимальной скорости на высоте большей Z' , следует вычислить по номограмме фиктивное значение $V_{0_{\max}}$, которое получается при той же величине L , что и при определении абсолютного потолка. Можно приблизительно считать, что на высоте практического потолка скорость равна $\sim 0,75$ от *действительной* максимальной скорости у земли.

§ 11. Вспомогательная номограмма.

Для определения величины L , а также высоты Z' , до которой мощность мотора с повышенной степенью сжатия можно считать постоянной, нами составлена вспомогательная номограмма, пользуясь которой можно почти не прибегать к вычислениям на счетной линейке.

График для определения высоты Z' ничего нового из себя не представляет—это та же фиг. 5, но только с совмещенными кривыми N_e и Δ . Построение графика, а также и способ пользования им в пояснении не нуждаются и вполне понятны из номограммы.

Семейство прямых $S = \text{const}$ в координатах G_0, p строится по формуле:

$$p = \frac{G_0}{S}.$$

Параболы $C_{y_{\max}} = \text{const}$, построенные для обычных значений $C_{y_{\max}} = 0,5 — 0,8$, находятся по формуле:

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{G_0}{C_{y_{\max}} \cdot \rho \cdot S}} = 2,82 \sqrt{\frac{p}{C_{y_{\max}}}}.$$

Построение же кривых, изображенных на номограмме справа, нуждается в небольшом пояснении.

Если имеются координаты $G_0 \frac{N_{\text{ном}}}{G_0}$, то не представляется никакого труда построить в них семейство равнобоких гипербол $N_{\text{ном}} = \text{const}$. Тогда в правом верхнем углу номограммы в координатах $V_{\text{пос}}$

$\frac{HP_{ном}}{G_0}$ легко находится семейство прямых $V_{пос} \cdot \frac{G_0}{HP_{ном}} = \text{const}$, которые при некотором масштабе η_{\max} , помещенном сверху этого графика, определяют на правой ординате значение L .

Нам, с одной стороны, было желательно иметь вместо координат $V_{пос} \cdot \frac{HP_{ном}}{G_0}$ координаты $V_{пос} \cdot \frac{G_0}{HP_{ном}}$, чтобы можно было быстро определять L при известных $V_{пос}$, $\frac{G_0}{HP_{ном}}$ и η_{\max} ; с другой стороны, было желательно сохранить в координатах $V_{пос}$, $\frac{G_0}{HP_{ном}}$ семейство прямых, чтобы дать более простой вид графику и более простой способ определения L .

Это достигается в том случае, если по оси абсцисс откладывать вместо $\frac{HP_{ном}}{G_0}$ величины нагрузки на лошадиную силу $\frac{G_0}{HP_{ном}}$, но только в гиперболическом масштабе, что нами и сделано.

Предельными значениями $\frac{G_0}{HP_{ном}}$ взяты $\frac{G_0}{HP_{ном}} = 2,5 \text{ кг/HP}$ — $12,5 \text{ кг/HP}$. Эти цифры вполне охватывают все современные машины. Способ определения величины L ясен из примера, приведенного на номограмме, но мы не считаем излишним его повторить.

Задавшись полным весом самолета $G_0 \text{ кг}$ и поверхностью $S \text{ м}^2$, по левому нижнему графику определяют величину $p \text{ кг/м}^2$, которая при известном $C_{y\max}$ в левом верхнем графике определяет $V_{пос} \text{ м/сек}$. Пересечение горизонтальной прямой, проведенной вправо из G_0 с гиперболой $HP_{ном} = \text{const}$, определяет на оси абсцисс значение $\frac{G_0}{HP_{ном}}$.

Зная же $V_{пос}$ и $\frac{G_0}{HP_{ном}}$, легко найти, как показано на номограмме, наклонную прямую $V_{пос} \cdot \frac{G_0}{HP_{ном}} = \text{const}$. Если теперь из масштаба η_{\max} провести вниз вертикальную прямую до пересечения с найденной прямой $V_{пос} \cdot \frac{G_0}{HP_{ном}} = \text{const}$, то на правой оси ординат можно прочесть искомое значение L .

§ 12. Точность номограммы.

Для определения степени точности номограммы нами были взяты данные 15 общеизвестных самолетов и сделаны для них просчеты по номограмме.

Результаты этих просчетов и действительные данные абсолютного потолка, максимальной скорости и времени подъема на 1000 м и на 2000 м приведены в таблице I. Если принять во внимание, что почти во всех случаях были неизвестны η_{\max} и $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}$ и ими приходилось задаваться, а также у некоторых самолетов с небольшим избытком

Т а б л и ц а I.

Самолет	$V_{\text{теор.}}$ м/сек	$\eta_{\text{винт.}}^{\text{max}}$	$\frac{G_0}{\text{HP}_{\text{ном}}}$	L	$\left(\frac{C_y}{C_x}\right)^{\text{max}}$	H м		V_{max} м/ч.		Время подъема в мин. на			
						Из исп. ¹⁾	Номогр.	Из исп.	Номогр.	1 000 м		2 000 м	
										Из исп.	Номогр.	Из исп.	Номогр.
DN9a	26,6	0,8	5,27	175	8,5	5 500	5 000	204	205	3,9	4,2	8,7	9,5
Ансальдо	26,2	0,8	5,58	183	8,5	5 000	5 000	195	203	4,3	4,2	11,0	9,4
Мартинсайд	21,9	0,8	3,71	101	8,5	7 500	7 500	211	208	1,4	2,0	3,0	4,3
Фоккер D XI	29,2	0,8	4,06	148	8,5	7 000	6 000	231,5	240	2,0	2,7	4,5	5,7
„ D XIII	32,2	0,82	3,07/3,51	120/138	9,0	8 000	7 200	271,3	278	1,7	1,9	3,8	4,0
Голиаф	23,4	0,8	6,35	186	7,5	4 000	4 150	174	174	4,5	5,5	12,5	13,6
DN4	23,4	0,75	6,6	206	8,0	4 000	4 000	160,0	169	8,0	6,0	18,0	14,6
Авро 504к	20,0	0,8	7,0	175	7,5	4 500	4 450	132,0	151	5,5	6,0	11,0	13,5
Авро на полн.	20,5	0,75	7,4	202	6,5	3 000	2 900	137	141	11,0	10,5	32,0	29,5
J 13	22,0	0,8	8,2/9,75	225/268	10,0	5 000	5 000	154,0	160	8,0	7,0	—	—
П. М. I	32,0	0,8	7,0/9,15	280/365	9,0	3 400	3 350	185,2	201	10,0	12	—	—
J 21	26,4	0,80	5,75/6,85	190/226	9,5	5 600	5 450	178,6	197	5,0	4,8	9,7	9,7
Фоккер D VII	23,4	0,8	4,1/4,9	120/143	8,0	6 000	6 500	200	195	1,8	2,9	4,0	5,9
AK I	24,5	0,68	10,4	374	9,1	> 2 000	2 250	147	158	16,0	17,4	—	—
Фоккер C IV	27,8	0,8	5,68	197	8,5	4 600	4 600	205	211	6,0	4,8	13,60	10,5

¹⁾ В некоторых случаях нам не было известно, какой дан потолок для самолета—абсолютный или практический, но во всяком случае разница между приведенными цифрами и действительным абсолютным потолком не должна превышать 2—3%, так как испытания доводились до $n = 0,2 - 0,25$ м/сек.

мощности, расчетная скорость винта была менее $0,9 V_{\max}$, то следует признать, что результаты, полученные по номограмме, весьма близки к действительным или во всяком случае того же порядка. При определении абсолютного потолка для половины самолетов получались цифры немного меньше полученных из результатов испытаний, а у остальной половины данные номограммы совпадают с данными испытаний. Самая большая ошибка получилась у Фоккеров DXI и DXIII, которую, повидимому, можно отнести опять за счет расчетной скорости винта. Наибольшее расхождение в максимальной скорости у земли получилось у Авро 504к, ПМ1 и J21. Причина, повидимому, опять та же—винты, стоящие на этих машинах, судя по цифрам, имели η_{\max} при скорости много меньшей, чем V_{\max} , для которой выведены зависимости (11), (16), (21) и (26).

Рассматривая далее время подъема на 1 000 м и 2 000 м, можно сказать, что порядок цифр получился тот же, что и в действительности, а в некоторых случаях данные номограммы совпадают с данными испытаний.

Ноябрь 1926.

Коэффициенты вредных сопротивлений самолета.

А. В. Чесалов.

Продувки разных лабораторий могут иногда сильно расходиться между собой и тем самым ставить конструктора в тупик при оценке сопротивления той или иной детали.

В настоящей работе мы задались целью по возможности скомпоновать продувки разных лабораторий и вывести некоторые средние коэффициенты, которыми и можно было бы пользоваться при предварительных расчетах.

По возможности во всех случаях мы приводим влияние на C_x разных деталей Рейнольдсова числа, которое иногда может сильно изменять C_x . Рейнольдсово число, как известно, выражается так: $R = \frac{Vb}{\nu}$, где V — скорость набегающего потока, b — ширина и толщина обтекаемой детали, а ν — коэффициент кинематической вязкости воздуха. Вместо Рейнольдсова числа для удобства мы будем оперировать только с величиной Vb , так называемой характеристикой опыта, полагая значение ν постоянным и равным $\nu = 145,2 \cdot 10^{-7}$, что соответствует 760 мм Hg и 15° С.

Для окончательного аэродинамического расчета, нужно пользоваться продувками целой модели самолета, а о том, как переходить от продувки модели к самолету, сказано в нашей статье: „Окончательный аэродинамический расчет самолета“ (см. ниже).

§ 1. Круглая гладкая проволока.

Коэффициент сопротивления круглых гладких проволок может сильно изменяться в зависимости от Рейнольдсова числа (фиг. 1). Например, для тонких проволок $D = 0,000025 - 0,00005$ м; при $V = 3 \div 6$ м/сек этот коэффициент доходит до 1,5, в то время как при $V \cdot D = 0,03$ он имеет минимальное значение $C_x = 0,48$.

Для современных машин, имеющих скорости не менее 40 м/сек, в зависимости от диаметра проволоки, коэффициент сопротивления лежит в пределах от 0,54 до 0,60. Как показывают многочисленные испытания различных лабораторий, при увеличении $V \cdot D$ от 0,03 до 0,5 м²/сек коэффициент сопротивления возрастает примерно до значения $V \cdot D = 0,4$, а потом остается постоянным и равным 0,6.

Нижеприводимая таблица I, которой и следует пользоваться при расчетах, дает изменение коэффициента C_x для проволок различных диаметров при разных скоростях потока.

Таблица I.

Значения C_x для круглой гладкой проволоки при различных скоростях и диаметрах.

V м/сек	Диаметр проволоки в мм								
	0,75	1,0	1,5	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0	5,0
10	0,58	0,54	0,51	0,49	0,48	0,48	0,48	0,49	0,50
15	0,54	0,51	0,49	0,48	0,48	0,49	0,50	0,52	0,53
20	0,51	0,50	0,48	0,49	0,50	0,52	0,53	0,54	0,55
25	0,49	0,48	0,49	0,50	0,52	0,53	0,54	0,55	0,56
30	0,48	0,48	0,49	0,52	0,53	0,54	0,55	0,56	0,57
35	0,48	0,49	0,50	0,53	0,54	0,55	0,56	0,56	0,57
40	0,48	0,49	0,52	0,54	0,55	0,56	0,57	0,57	0,58
45	0,48	0,50	0,53	0,54	0,56	0,56	0,57	0,58	0,59
50	0,49	0,50	0,53	0,55	0,56	0,57	0,58	0,58	0,59
60	0,49	0,52	0,54	0,56	0,57	0,58	0,58	0,59	0,60
70	0,50	0,53	0,55	0,57	0,58	0,58	0,59	0,59	0,60
80	0,52	0,54	0,56	0,57	0,58	0,59	0,59	0,60	0,60
90	0,52	0,54	0,57	0,58	0,58	0,59	0,60	0,60	0,60
100	0,53	0,55	0,57	0,58	0,59	0,59	0,60	0,60	0,60
110	0,54	0,56	0,57	0,58	0,59	0,60	0,60	0,60	0,60

Для того, чтобы учесть влияние концевых закреплений и танде-ров ¹⁾, следует к длине каждой проволоки прибавлять по 0,6 м. Для проволок, наклонно расположенных к потоку, следует брать при расчетах не действительную длину их, а $l \cdot \sin^3 \alpha$ ²⁾, где α —угол наклона, прибавляя и в этом случае 0,6 м к проекции длины на каждую проволоку. C_x отнесены к площади миделя.

§ 2. Круглые гладкие трубы.

В смысле изменения C_x с изменением Рейнольдсова числа круглые трубы подчиняются тому же закону, как и круглые проволоки. При рабочих $V \cdot D$ м²/сек, т.е. примерно от 0,3 до 2,5 коэффициент сопротивления $C_x = 0,6$.

По продувкам Геттингенской лаборатории выходит, что от $V \cdot D = 2,5$ сопротивление резко начинает падать и при $V \cdot D \cong 7$ — C_x имеет свое минимальное значение равное 0,15.

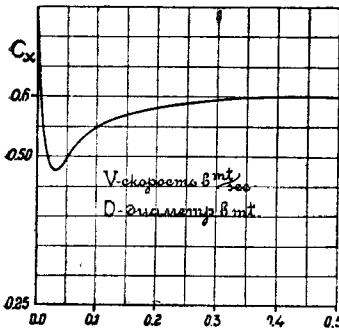
По продувкам же Эйфелевской лаборатории эти критические Рейнольдсовы числа лежат примерно при $V \cdot D = 0,75$ и уже при $V \cdot D \cong 3,5$ $C_x = 0,16$ (фиг. 1а).

На практике вряд ли могут встретиться критические Рейнольдсовы числа, а потому для круглых цилиндрических тел можно принять $C_x = 0,6$ в пределах $V \cdot D = 0,3 \div 3,0$ м²/сек, а в тех случаях, когда $V \cdot D < 0,3$,—определять его по графику для проволок (фиг. 1).

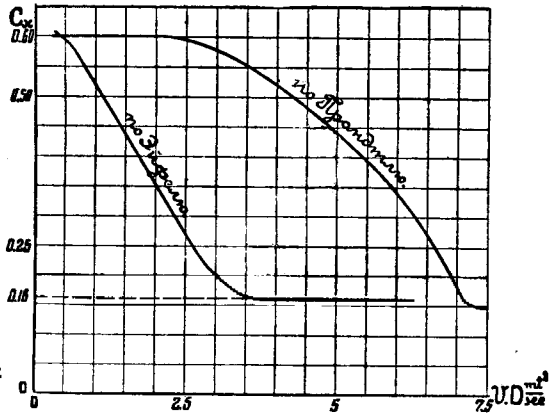
¹⁾ Если таковые выступают наружу.

²⁾ См. Applied Aerodynamics. L. Bairdow. London. 1920.

Для труб, наклонно расположенных к потоку, следует брать не полную их длину, а опять $l^3 \cdot \sin \alpha^1$).



Фиг. 1. Изменение коэффициента лобового сопротивления проволок круглого сечения в зависимости от $V \cdot D$.



Фиг. 1а. Коэффициенты сопротивления цилиндрических тел при критическом Рейнольдсовом числе.

Влияния концевых креплений в данном случае можно не учитывать.

Сопротивление следует относить к площади миделя, так как

$$C_x = \frac{Q}{\rho \cdot l \cdot D \cdot V^2}$$

§ 3. Плетеные тросы.

Как показывают продувки заграничных лабораторий и лаборатории ЭАО ЦАГИ, кривая изменения C_x в зависимости от $V \cdot D$ для плетеных тросов носит такой же характер, как и для проволок, но только коэффициент сопротивления для троса от 15 до 25% более, чем для проволок.

Поэтому в таблице II мы даем значения C_x для тросов разных диаметров, полученные соответственным увеличением C_x проволок на 20%.

Т а б л и ц а II.

Значения C_x для троса при различных скоростях и диаметрах.

V м/сек	Диаметр троса в мм									
	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0	5,0	6,0	7,0	8,0	10,0
20	0,59	0,60	0,62	0,64	0,65	0,66	0,67	0,68	0,69	0,70
30	0,62	0,63	0,65	0,66	0,67	0,68	0,69	0,70	0,70	0,71
40	0,65	0,66	0,67	0,68	0,68	0,69	0,70	0,71	0,71	0,72
50	0,66	0,67	0,68	0,69	0,69	0,70	0,71	0,72	0,72	0,72
60	0,67	0,68	0,69	0,70	0,70	0,71	0,72	0,72	0,72	0,72
70	0,68	0,69	0,70	0,71	0,71	0,72	0,72	0,72	0,72	0,72
80	0,68	0,69	0,71	0,71	0,72	0,72	0,72	0,72	0,72	0,72
90	0,69	0,70	0,71	0,72	0,72	0,72	0,72	0,72	0,72	0,72
100	0,69	0,71	0,71	0,72	0,72	0,72	0,72	0,72	0,72	0,72
110	0,69	0,71	0,72	0,72	0,72	0,72	0,72	0,72	0,72	0,72

¹⁾ См. Applied Aerodynamics. L. Bairstow. London. 1920.

Для учета концевых креплений и тандеров на каждый тросс следует прибавлять по 0,6 м.

Для троссов, наклонно расположенных к потоку, следует брать проекцию длины на плоскость нормальную к потоку + 0,6 м, т.е. $l \cdot \sin \alpha + 0,6$ м.

Соппротивление следует относить к площади миделя, так как

$$C_x = \frac{Q}{\rho \cdot l \cdot D \cdot V^2}.$$

Продувов троссов с обтекателями имеется очень мало, а самое главное—остается невыясненным влияние Рейнольдсова числа. Есть основание полагать, что закон изменения C_x с $V \cdot b$ ¹⁾ в данном случае будет другой, нежели у круглых проволок, и при увеличении $V \cdot b$ коэффициент C_x должен уменьшаться.

Поэтому впредь до выяснения экспериментальным путем этого закона можно принять: для значений $V \cdot b$ не менее 0,1 $C_x = 0,35$.

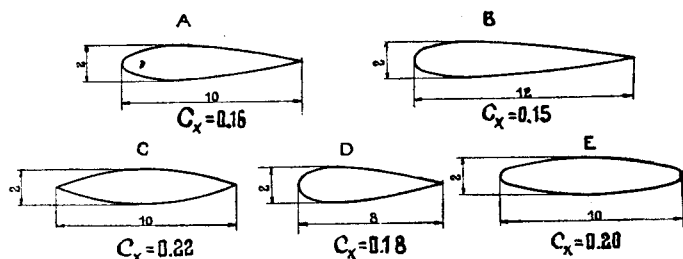
Для учета влияния концевых креплений следует прибавлять к длине тросса 0,6 м.

При наклонно расположенных к потоку троссах следует брать проекцию их длины на нормальную к потоку плоскость плюс 0,6 м.

Соппротивление троссов с обтекателями следует относить к площади миделя, так как $C_x = \frac{Q}{\rho \cdot l \cdot b \cdot V^2}$.

§ 4. Профилированная проволока (ленты).

Ленты, употребляющиеся в самолетостроении, обычно бывают или просто чечевицеобразной формы (фиг. 2 тип. С) или той же формы слегка округленными концами (фиг. 2 тип Е).



Фиг. 2. Различные профили стальных лент.

Реже встречаются профили проволок, изображенных на той же фиг. 2 типа А, В, D.

Коэффициенты сопротивления таких проволок, даваемые различными лабораториями, иногда довольно значительно расходятся между собой, что вызывается постановкой опытов.

Например, для лент типа С лаборатория Эйфеля дает $C_x = 0,16$, лаборатория ЦАГИ, при скорости $V = 20-30$ м/сек $C_x = 0,14$, Геттингенская лаборатория $C_x = 0,183$.

¹⁾ V — скорость в м/сек; b — наибольшая толщина обтекателя в м.

Во всех продувках можно заметить тенденцию к понижению C_x при увеличении Рейнольдсова числа, хотя для каждой из этих форм характер кривых своеобразен.

Учитывая, что при полете плоскость симметрии лент не всегда точно параллельна потоку, коэффициенты сопротивления лент придется несколько повысить и для скоростей от 35 м/сек и больше принять следующие значения:

Тип	A	B	C	D	E
C_x	0,16	0,15	0,22	0,18	0,20

Для учета сопротивления концевых креплений следует прибавлять к длине ленты 0,8 м.

При лентах, наклонно расположенных к потоку (однако, плоскость, проходящая через большую ось, параллельна потоку), следует брать проекцию их длины на плоскость нормальную к потоку, прибавляя опять по 0,8 м к проекции длины на каждую ленту.

Сопротивление лент следует относить к площади миделя, так как

$$C_x = \frac{Q}{\rho \cdot l \cdot b \cdot V^2}.$$

§ 5. Спаренные проволоки и ленты.

Экспериментами установлено, что сопротивление двух проволок или лент, поставленных в затылок друг к другу, меньше, чем сумма сопротивлений тех же проволок или лент, взятых в отдельности.

В таблицах III и IV дано изменение сопротивления спаренных проволок и лент при разных углах атаки и для разных расстояний между центрами.

Т а б л и ц а III.

Относительное сопротивление двух спаренных круглых проволок ¹⁾.

Угол между потоком воздуха и плоскостью проволок	Расстояние между центрами проволок в диаметрах						
	1	2	3	3,5	4	5	6
0°	0,20	0,29	0,44	0,60	0,67	0,70	0,72
5	0,29	0,38	0,44	0,67	0,70	0,74	0,75
10	0,40	0,42	0,50	0,74	0,77	0,81	0,83
15	0,49	0,55	0,65	0,80	0,83	0,88	0,92
20	0,58	0,65	0,77	0,85	0,88	0,94	0,99

¹⁾ Под относительным сопротивлением двух проволок или лент, поставленных в затылок друг к другу, понимается отношение их сопротивления к сопротивлению тех же двух проволок или лент, работающих в отдельности.

Т а б л и ц а IV.

Относительное сопротивление спаренных чечевицеобразных лент.

Угол атаки	Расстояние между центрами чечевиц, выраженное в максимальных разме- рах сечения				Относ. сопротивл. 2 лент в отдель- ности
	1	2	3	5	
0°	0,50	0,86	0,84	0,95	1,00
5	0,69	0,92	0,93	0,97	1,05
10	0,96	1,12	1,03	1,06	1,02
15	1,51	1,12	1,08	1,00	1,69
20	1,11	1,02	1,06	1,02	3,21

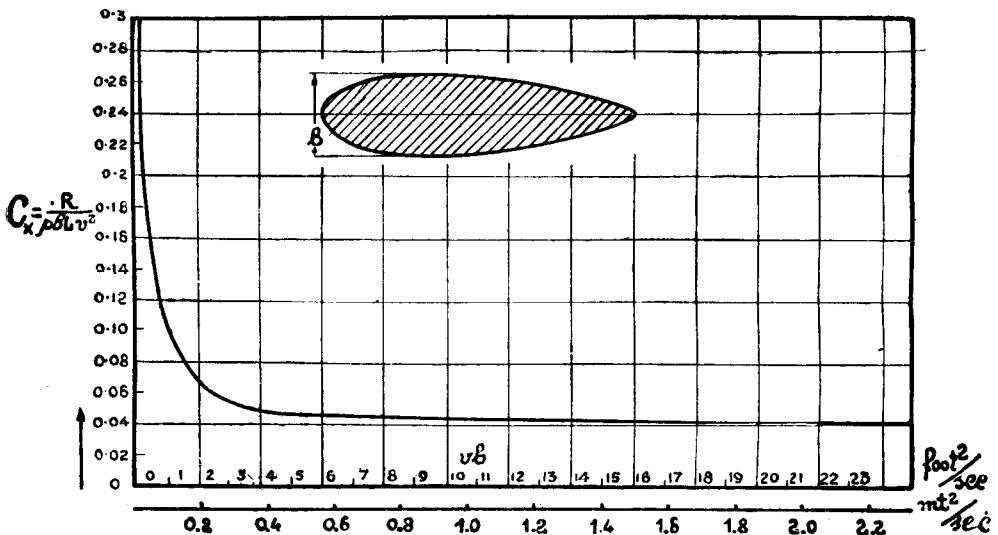
Для учета сопротивления концевых креплений на каждую пару круглых проволок следует прибавлять по 1 м, а на каждую пару лент по 1,2 м.

При спаренных проволоках или лентах, наклонно расположенных к потоку, следует брать проекцию их длины на плоскость, нормальную к потоку, прибавляя и в этом случае соответственно 1 м и 1,2 м к проекции длины на каждую пару.

Сопротивление следует относить к площади миделя.

§ 6. Стойки.

Материалов по продувкам стоек, опубликованных разными лабораториями, имеется очень много. Наиболее надежными продувками повидимому можно признать английские и американские, где испыта-



Фиг. 3. Изменение коэффициента лобового сопротивления стоек в зависимости от $V \cdot b$.

ния производились в огромном количестве и достаточно хорошо установлено влияние на C_x Рейнольдсова числа.

На фиг. 3 дана кривая изменения C_x для хороших профилей стоек, в зависимости от $V \cdot b$, где V —скорость в м/сек, а b —толщина стойки в м.

Лабораторией ЦАГИ в свое время было произведено тоже много продувок, но все они при одинаковых с английскими $V \cdot b$ дают большие коэффициенты.

Причина этого лежит в постановке опытов, которые производились в старой плоской трубе, дающей неверные результаты.

В виду того, что различных форм профилей стоек имеется огромное количество, мы даем только три типа хороших профилей, изображенных на фиг. 4.

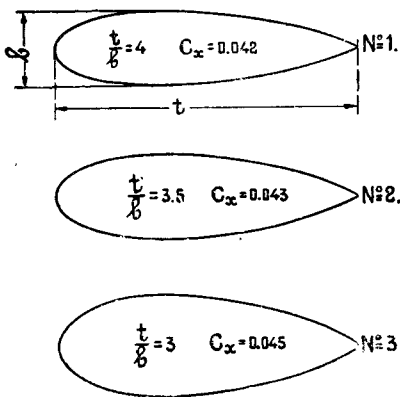
Полагая, что рабочие $V \cdot b$ стоек не меньше 1, а при увеличении $V \cdot b$ C_x изменяется мало, для указанных форм следует принять:

$$\text{№ 1} \dots \frac{t}{b} = 4 \quad C_x = 0,042$$

$$\text{№ 2} \dots \frac{t}{b} = 3,5 \quad C_x = 0,043$$

$$\text{№ 3} \dots \frac{t}{b} = 3 \quad C_x = 0,045.$$

Размеры указанных профилей стоек приводятся в нижеследующей таблице V.



Фиг. 4. Хорошие формы профилей стоек.

Т а б л и ц а V.

Абсциссы в % от хорды	Ординаты в % от хорды		
	№ 1	№ 2	№ 3
0	0,00	0,00	0,00
5	13,20	15,10	17,60
10	18,00	20,55	24,00
20	22,95	26,20	30,60
30	24,70	28,20	32,90
40	25,00	28,55	33,30
50	24,00	27,40	32,00
60	21,55	24,55	30,00
70	18,45	21,05	24,60
80	14,20	16,20	18,90
90	8,50	9,73	11,30
95	4,88	5,57	6,50
100	0,00	0,00	0,00

В случае $V \cdot b$ меньших 1 определение C_x можно делать, пользуясь кривой фиг. 3. Для учета сопротивления концевых креплений стоек следует при расчете прибавлять по 0,6 м к длине каждой стойки.

При наклонно расположенных к потоку стойках следует при расчете брать ее проекцию на плоскость, нормальную к потоку, плюс 0,6 м.

Сопротивление надо относить к площади миделя стойки, так как

$$C_x = \frac{Q}{\rho \cdot l \cdot b \cdot V^2}.$$

Для стоек, работающих под углом атаки α , коэффициент сопротивления приблизительно можно представить такой параболической зависимостью

$$C_{x\alpha} = C_{x0} + 0,004 \frac{\alpha^2}{\lambda} {}^1),$$

где $C_{x\alpha}$ — коэффициент сопротивления стойки при угле атаки α

C_{x0} — тоже при $\alpha = 0$

α — угол атаки в градусах.

$\lambda = \frac{t}{b}$ — удлинение стойки.

§ 7. Обтекатели труб.

На фиг. 5 изображены три типа обтекателей труб, составленных из частей окружности. На рабочих $V \cdot b$ (не меньше 1) коэффициент сопротивления можно считать постоянным так же, как и для стоек, и для указанных форм принять:

№ 1 $C_x = 0,060$

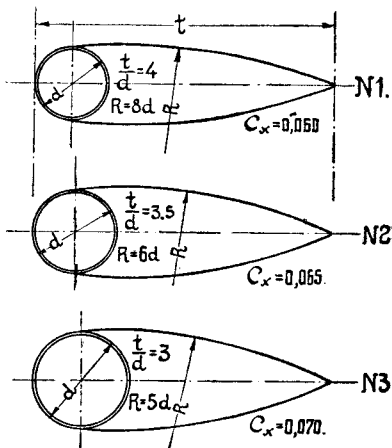
№ 2 $C_x = 0,065$

№ 3 $C_x = 0,070$.

Для учета сопротивления концевых креплений стоек, выполненных из труб с задними обтекателями, следует прибавлять по 0,6 м к длине каждой стойки.

При наклонно расположенных к потоку стойках следует при расчете брать проекцию ее длины на плоскость, нормальную к потоку, плюс 0,6 м.

C_x отнесены к площади миделя.



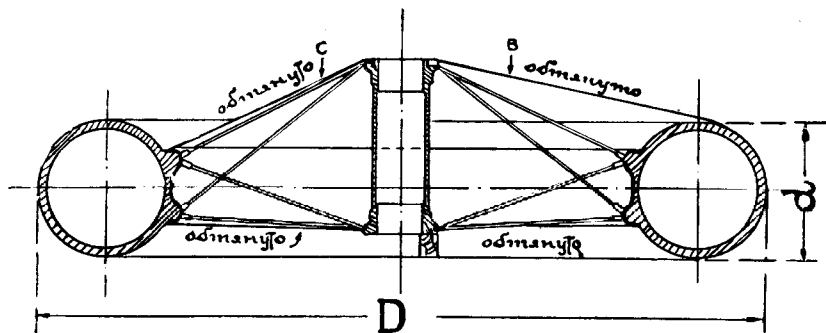
Фиг. 5. Формы обтекателей труб, составленных из частей окружности.

§ 8. Колеса.

Сопротивление колеса лучше всего относить не к площади его габарита или диаметрального сечения, как это часто делается и конструкторами и лабораториями, а к $D \cdot d$ м², где D — наружный диаметр, а d ширина шины. Это облегчает и подсчет и не вносит никакой путаницы при сравнении продувок. Рейнольдсово число на C_x колес влияет мало. На C_x колес оказывает сильное влияние отношение $\frac{D}{d}$, при чем с уменьшением $\frac{D}{d}$ уменьшается и C_x .

¹⁾ Предлагаемая нами формула дает почти полное совпадение с продувкой дужки № 460 Геттингенской Лаборатории.

Влияние $\frac{D}{d}$ на C_x необтянутых колес и колес с закрытыми спицами типа С (фиг. 6) больше, чем на колеса обтянутые, как в случае В (фиг. 6).



Фиг. 6. Аэропланное колесо.

Таблица VI дает значение C_x при различных способах обтяжки и размерах колес.

Таблица VI.

Сопротивление аэропланных колес.

Размер шины в мм		Значения C_x ¹⁾		
D	d	С открытыми спицами	С затынутыми, как в случае С	Полная обтяжка как в случае В
650	75	0,39	0,26	0,13
700	100	0,35	0,23	0,12
750	125	0,34	0,23	0,12
800	150	0,33	0,22	0,11
900	200	0,33	0,22	0,11
1100	250	0,33	0,22	0,11
1350	300	0,33	0,22	0,11

§ 9. Радиаторы.

Сопротивления лобовых радиаторов отдельно не учитываются — их принято учитывать вместе с фюзеляжем.

Над определением C_x для радиаторов вынесенных очень много имеется работ в Америке. Там продували радиаторы почти всех систем в их натуральную величину и нагретом виде. Продувки показывают, что в диапазоне имеющихся скоростей у современных самолетов — C_x почти не меняется. Данные других лабораторий близко подходят к американским.

¹⁾ C_x отнесены к $D \cdot d$, где D — диаметр колеса в м, а d — ширина шины в м.

Разделяя существующие радиаторы на три типа, можно принять такие значения C_x :

Сотовые радиаторы . . . $C_x = 0,50$
 Трубчатые радиаторы . . . $C_x = 0,40$
 Типа Ламблена $C_x = 0,30$ ¹⁾.

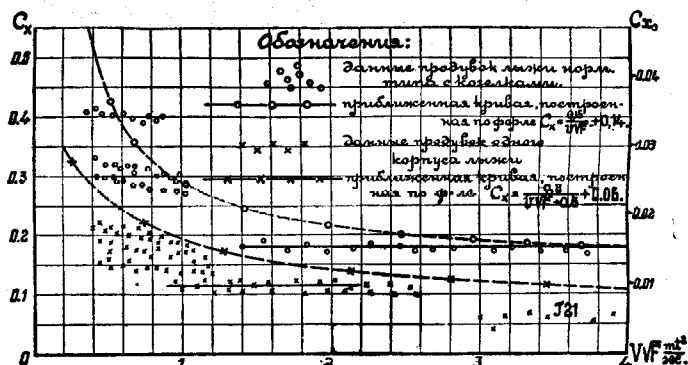
Сопротивление следует относить к лобовой площади радиатора.

Для ориентировки конструкторов, при установке радиатора на самолет, приводим таблицу из „Lionel S. Marks. The Airplane Engine“, дающую степень использования радиатора, в зависимости от его положения.

Положение радиатора	Степень использования
Радиатор в свободном потоке	1,000
Подвешенный сбоку или сверху, но близко к фюзеляжу аппарата	0,973
Парный в носу аппарата	0,716
Носовой радиатор, расположенный сверху или под валом пропеллера	0,656
Носовой радиатор, расположенный вокруг вала	0,585
Радиатор сзади двигателя	0,423

§ 10. Лыжи.

Заграничных продувок лыж почти совсем не имеется. Это объясняется, главным образом, менее снежной зимой в государствах с сильно развитой авиационной промышленностью; там пользуются лыжами довольно редко или совсем не пользуются.



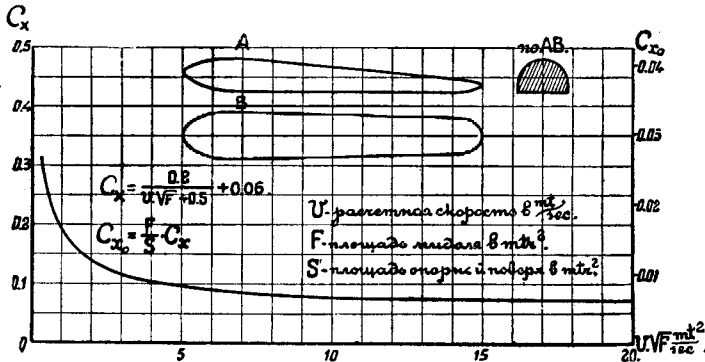
Фиг. 7. Сводная диаграмма продувок лыж лабораторией ЦАГИ.

К сожалению, большинство продувок в лаборатории ЦАГИ были произведены при небольших Рейнольдсовых числах, а это, повиди-

¹⁾ Испытание произведено лабораторией ЦАГИ.

тому, сильно отразилось на C_x , так как для одной и той же лыжи при больших значениях $V \cdot \sqrt{F}$ C_x получаются значительно меньше (фиг. 7).

Если обозначить расчетную скорость через V в м/сек, а площадь миделя через F в м, то изменение C_x в зависимости от $V \sqrt{F}$ можно приближенно представить гиперболическим законом, как

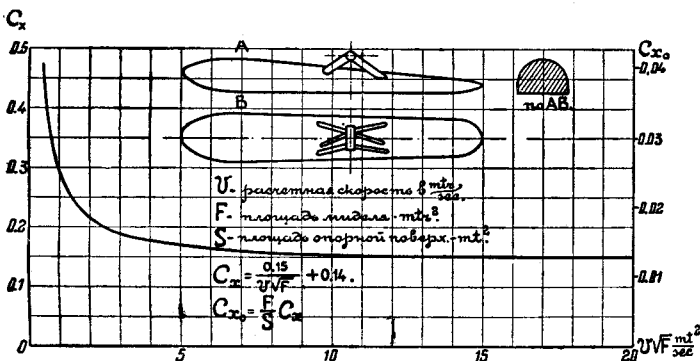


Фиг. 8. Диаграмма изменения коэффициента сопротивления корпуса лыжи в зависимости от $V \sqrt{F}$ (при $\alpha = 0$).

отдельно показано на диаграммах (фиг. 8, 9). Для одного корпуса лыжи наиболее употребительного типа коэффициент сопротивления тогда можно выразить так:

$$C_x = \frac{0,2}{V \cdot \sqrt{F} + 0,5} + 0,06,$$

при чем минимальным значением C_x можно принять 0,07 (даже если значение $V \sqrt{F}$ будет и больше 20) (фиг. 8).



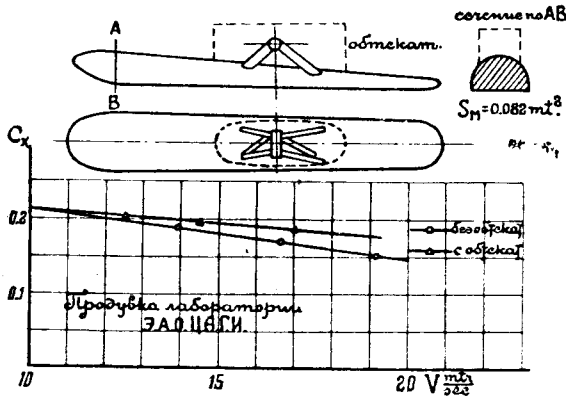
Фиг. 9. Диаграмма изменения коэффициента сопротивления лыж с козлками в зависимости от $V \sqrt{F}$ (при $\alpha = 0$).

Для лыж такой же формы, но с козлками (фиг. 9), этот закон можно приближенно выразить такой формулой:

$$C_x = \frac{0,15}{V \sqrt{F}} + 0,14$$

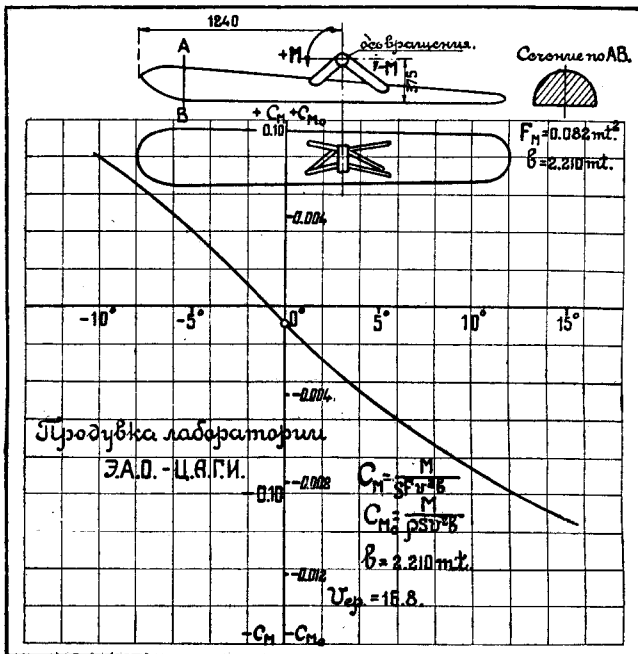
и минимальным значением C_x можно принять 0,15.

И в данном случае за мидель F принято максимальное сечение корпуса лыжи и C_x отнесены к площади этого сечения. Продувки одной и той же лыжи с обтекателем и с открытыми козелками пока-



Фиг. 10.

зывают, что большого выигрыша от постановки обтекателя ожидать нельзя, так как осуществить хороший обтекатель довольно трудно конструктивно, а обтекатель, изображенный на фиг. 10, даже ухуд-



Фиг. 11.

шает дело. При продувке модели следует выполнять для трубы условие $V\sqrt{F}$ не менее 5.

Продувка лыжи J21 дала минимальный коэффициент сопротивления $C_x = 0,065$, но зато она имеет больший мидель.

а для этой же лыжи, но с козелками:

$$C_{x0} = \left(\frac{0,15}{V \cdot \sqrt{F}} + 0,14 \right) \frac{F}{S}.$$

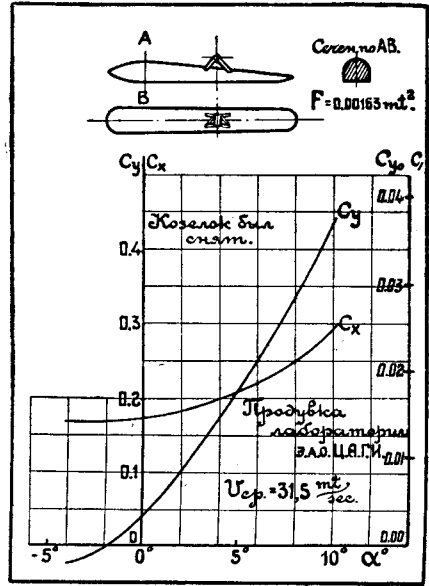
Для лыж нормального типа отношение $\frac{F}{S} \cong 0,085$, а для лыжи Юнкера $\frac{F}{S} \cong 0,27$.

Как не трудно убедиться, лыжа нормального типа с козелками, при больших Рейнольдсовых числах ($V\sqrt{F}$ более 10), дает меньшее сопротивление на единицу опорной поверхности, чем лыжа Юнкера.

Полагая, что $V\sqrt{F}$, имеющие место в полете, не будут менее 10, для лыж нормального типа с козелками можно принять $C_{x0}=0,013$, а для лыжи типа Юнкера $C_{x0}=0,017$, где в обоих случаях

$$C_{x0} = \frac{Q}{\rho \cdot S \cdot V^2}.$$

На фиг. 7, 8, 9, 11, 12 и 13 даны добавочные масштабы для коэффициентов C_{x0} и C_{m0} , отнесенных к площади опорной поверхности $S \text{ м}^2$.



Фиг. 13.

§ 11. Фюзеляжи.

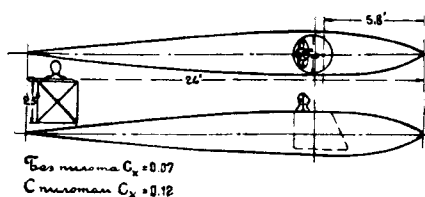
Нахождение влияния Рейнольдсова числа на C_x фюзеляжа производилось в Англии. Оказалось, что для значений $V\sqrt{F}$ ¹⁾ от 4 и больше коэффициент сопротивления почти не меняется. В этом смысле задача об установлении его становится проще, но здесь возникает другое и более солидное затруднение в том, что форма фюзеляжа оказывает на C_x огромное влияние.

По продувкам различных лабораторий он может колебаться между 0,06 и 0,35, в зависимости как от формы самого фюзеляжа, так и от деталей к нему приложенных (лобовые радиаторы, обтекатели, козырьки, пулеметы, высовывающиеся части мотора, пилот и т. д.). Поэтому мы можем дать только для ориентировки значения C_x для нескольких типов фюзеляжей, судя по которым можно было бы дать приближенную оценку C_x для каждого частного случая.

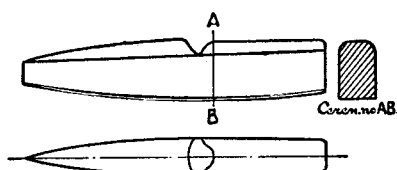
¹⁾ V — скорость в м/сек.

F — площадь габарита нормального к оси винта в м^2 .

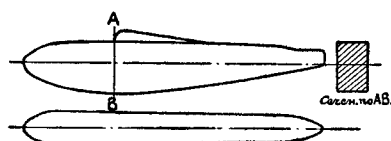
Для фюзеляжей особых типов и сильно отличающихся от приведенных форм, лучше делать продувки, выполняя для трубы непрерывное условие — $V\sqrt{F}$ не менее $5 \text{ м}^3/\text{сек.}$ Очень часто бывает, что



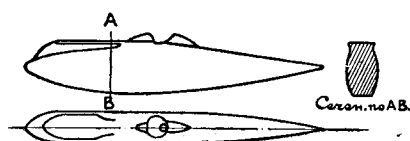
Фиг. 14.



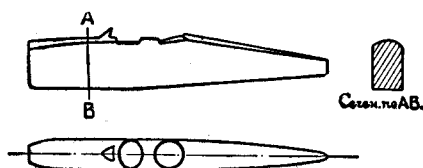
Фиг. 15. Без радиатора.
 $C_x = 0,15.$



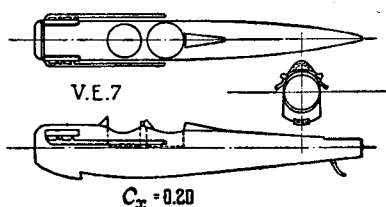
Фиг. 16. Без радиатора.
 $C_x = 0,12.$



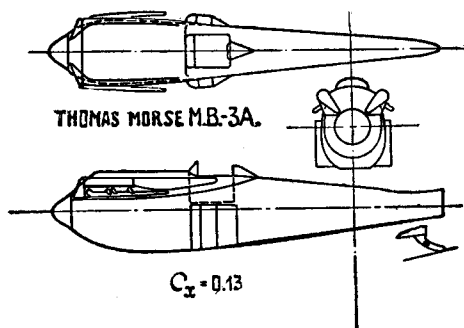
Фиг. 17. Без радиатора.
 $C_x = 0,06.$



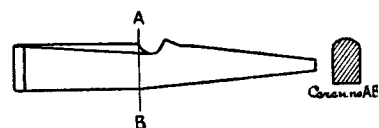
Фиг. 18. Без радиатора.
 $C_x = 0,18.$



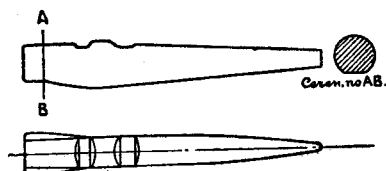
Фиг. 19. С лобовым радиатором.



Фиг. 19а. С радиатором.



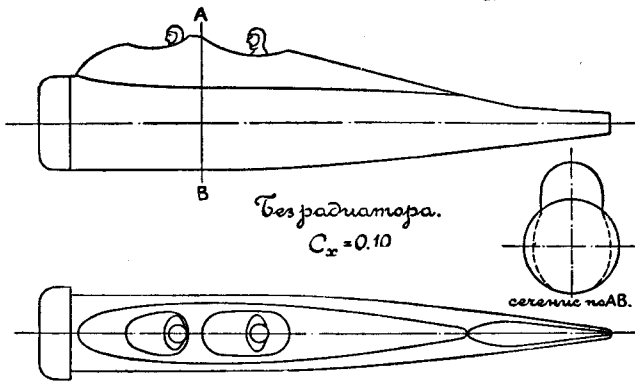
Фиг. 20. С лобовым радиатором.
 $C_x = 0,20.$



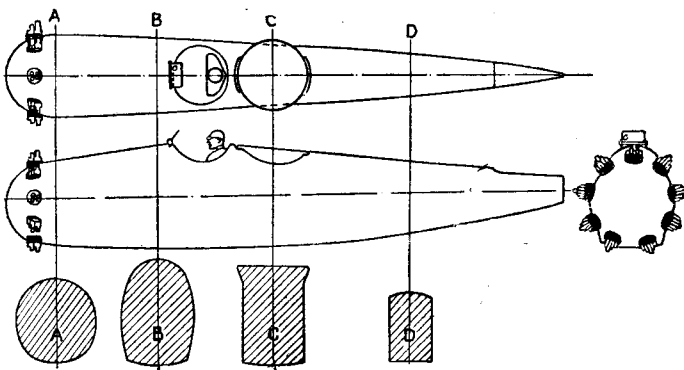
Фиг. 21. Без радиатора.
 $C_x = 0,12.$

благодаря форме фюзеляжа его сечение, нормальное к оси винта, выступает из очертаний его максимального по площади сечения. Поэтому сопротивление фюзеляжа следует относить к площади его габарита, нормального к оси винта.

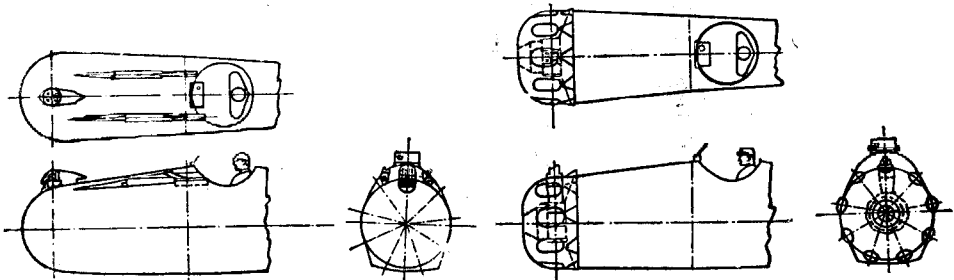
На фиг. 14—22 даны коэффициенты C_x для нескольких типовых форм фюзеляжа. На фиг. 23 а, в, с, изображен тип фюзеляжа с раз-



Фиг. 22.



Фиг. 23а.



Фиг. 23 б.

Фиг. 23 с.

личными модификациями носовой части и деталей. Коэффициенты сопротивления для разных случаев размещения деталей приводятся в таблице VII.

Таблица VII.

Значения коэффициентов C_x для модели, изображенной на
фиг. 23 а, б, с.

Модификации модели	C_x
а) без цилиндров мотора, пилота, козырька и сидения пилота; дыры для цилиндров заделаны	0,060
б) как и в случае (а), но с открытой кабиной	0,075
в) как в случае (б), но пилот на месте	0,080
г) как и в случае (в), но с козырьком	0,100
д) как и в случае (г), но цилиндры на месте, т.-е. весь фюзеляж	0,200
е) пилот на месте, фюзеляж без цилиндров, дыры заделаны	0,100 ¹⁾
ж) как и в случае (е), но прибавлены пулеметы	0,110
з) фюзеляж с цилиндрами, но нет пулеметов	0,200
и) как и в случае (з), но прибавлены пулеметы	0,210
к) как и в случае (и), но добавлен капот	0,150
л) как и в случае (к), но пулеметы сняты	0,140
м) как и в случае (л), но дыры в капоте заделаны	0,130
н) фюзеляж с меняющимся капотом, цилиндры на месте	0,160
о) как и в случае (н), но с прикрытыми дырами в капоте и на носу фюзеляжа (промасленной бумагой)	0,140
п) как и в случае (о), но с прорезами в капоте	0,150
р) как и в случае (п), но с удаленными цилиндрами	0,130

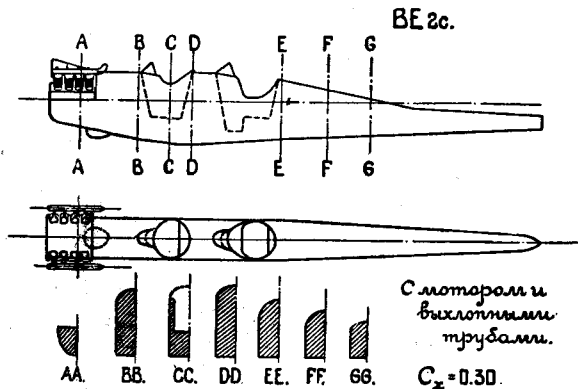
Для определения C_x фюзеляжа при угле атаки α можно пользоваться такой приближенной параболической зависимостью:

$$C_{x\alpha} = C_{x0} + 0,0003 \alpha^2,$$

где $C_{x\alpha}$ — коэффициент сопротивления фюзеляжа при угле атаки α .

C_{x0} — коэффициент сопротивления фюзеляжа при $\alpha = 0$.

α — угол атаки в градусах.



Фиг. 24.

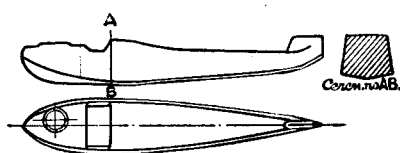
Построенные нами параболы по этой формуле для нескольких типов фюзеляжей и лодок, продутых в лаборатории ЦАГИ, дали почти полное совпадение с кривыми продувок.

¹⁾ Во всех испытаниях от (е) по (р) козырек был на месте.

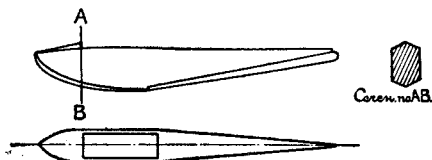
§ 12. Лодки и поплавки.

Исследований влияния Рейнольдсова числа C_x лодок и поплавков в нашем распоряжении не имелось.

Судя по фюзеляжам, можно только сказать, что в диапазоне значений $V\sqrt{F}$, имеющих место в полете у современных гидросамолетов C_x , повидимому, останется также постоянным. При испытании в трубе модели условие $V\sqrt{F}$ не менее $5 \text{ м}^2/\text{сек.}$ должно так же соблюдаться, как и для фюзеляжа. Сопротивление лодок и поплавков



Фиг. 25.



Фиг. 26. $C_x = 0,15$.

следует относить к площади габарита, нормального к оси винта. На фиг. 25, 26 и 27 даны формы трех типов лодок, продутых в лаборатории ЦАГИ, и C_x для них, которые близко подходят и к заграничным продувкам. Для поплавков с реданом следует принять $C_x = 0,12$.



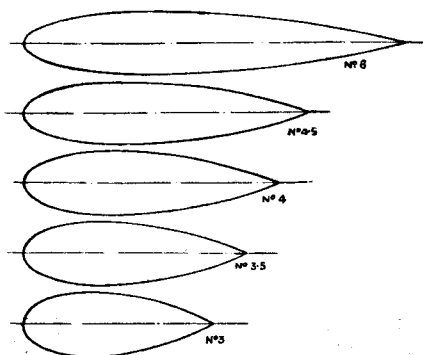
Фиг. 27. $C_x = 0,12$.

Для определения C_x лодок при углах атаки можно пользоваться той же формулой, что и для фюзеляжа, т.-е.

$$C_{x\alpha} = C_{x0} + 0,0003 \alpha^2.$$

§ 13. Веретенообразные тела.

Продувки различных форм веретенообразных тел имеется довольно много. На фиг. 28 мы даем 5 типов таких тел, продувки ко-



Фиг. 28. Веретенообразные тела.

торых производились при различных Рейнольдсовых числах. Таблица VIII дает значение коэффициентов C_x и C , отнесенных к площади макси-

мального сечения и объему в степени $2/3$. Из нее видно, что при увеличении $V \cdot D - C_x$ уменьшается.

Таблица VIII.

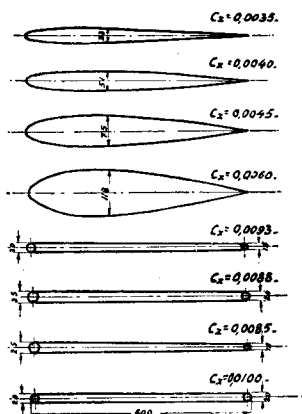
Коэффициенты сопротивления веретенообразных тел (корпуса дирижаблей).

$$C_x = \frac{Q}{\rho \cdot \frac{\pi D^2}{4} \cdot V^2}; \quad C = \frac{Q}{\rho \cdot V^2 \cdot (\text{объем})^{2/3}}.$$

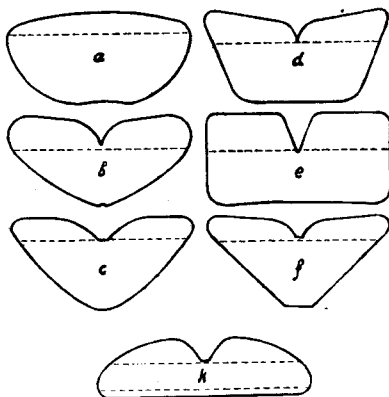
$V \cdot D$ м/сек	№ 6		№ 4—5		№ 4		№ 3—5		№ 3	
	C_x	C	C_x	C	C_x	C	C_x	C	C_x	C
0,81	0,0351	0,0142	0,0312	0,0149	0,0319	0,0166	0,0318	0,0182	0,0328	0,0207
0,91	0,0334	0,0135	0,0305	0,0145	0,0298	0,0155	0,0298	0,0170	0,0301	0,0192
1,09	0,0327	0,0132	0,0290	0,0138	0,0282	0,0147	0,0291	0,0167	0,0287	0,0184
1,28	0,0323	0,0130	0,0287	0,0136	0,0272	0,0142	0,0276	0,0155	0,0263	0,0168
1,46	0,0322	0,0130	0,0280	0,0133	0,0262	0,0136	0,0262	0,0149	0,0253	0,0161
1,65	0,0320	0,0129	0,0269	0,0128	0,0252	0,0131	0,0252	0,0143	0,0238	0,0152
1,84	0,0330	0,0133	0,0269	0,0128	0,0254	0,0132	0,0249	0,0142	0,0238	0,0152
2,00	0,0331	0,0133	0,0265	0,0126	0,0250	0,0130	0,0242	0,0138	0,0232	0,0148
2,20	0,0337	0,0136	0,0272	0,0129	0,0247	0,0129	0,0246	0,0140	0,0230	0,0147
2,36	0,0342	0,0138	0,0270	0,0128	0,0255	0,0132	0,0244	0,0139	0,0228	0,0145
2,56	0,0344	0,0139	0,0271	0,0129	0,0251	0,0131	0,0245	0,0139	0,0228	0,0146
2,73	0,0346	0,0139	0,0277	0,0132	0,0249	0,0130	0,0245	0,0139	0,0224	0,0143
2,92	0,0348	0,0142	0,0279	0,0132	0,0251	0,0130	0,0245	0,0140	0,0224	0,0143

§ 14. Хвостовое оперение.

Симметричных профилей разными лабораториями продуты очень много и в большинстве случаев все эти продувки близко друг к другу подходят. На фиг. 29 дано несколько типов профилей, продутых в Геттингенской лаборатории, дающих минимальные значения C_x .



Фиг. 29. Минимальные значения C_x для некоторых профилей хвостового оперения.

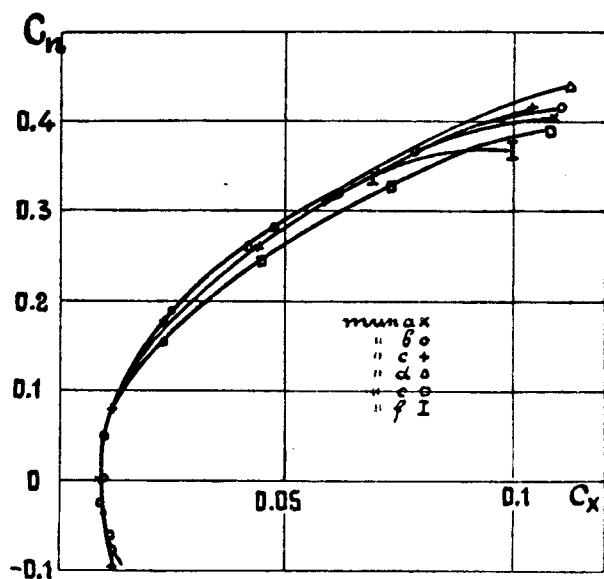


Фиг. 30. Очертания горизонтального хвостового оперения.

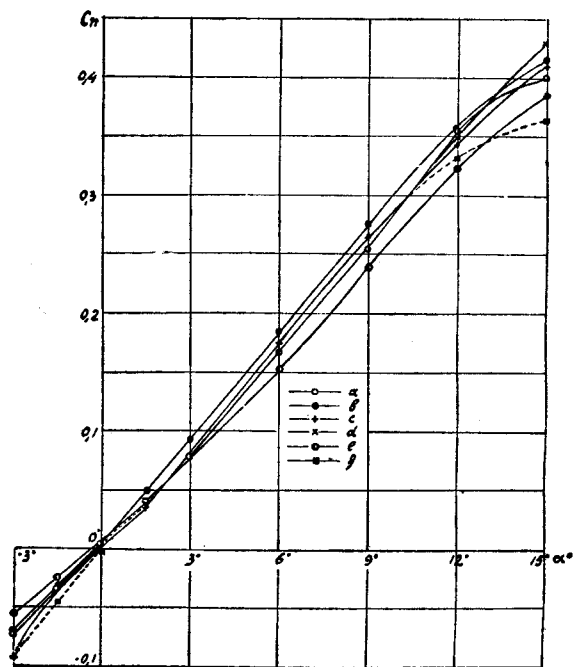
Коэффициенты, как обычно, отнесены к 1 м^2 поверхности.

На фиг. 30 изображены различные формы горизонтального оперения самолетов, а на фиг. 31 и 32 даны продувки их. По оси орди-

нат отложены не C_y , а $C_n = C_y \cdot \cos \alpha + C_x \cdot \sin \alpha$ (C_y отличается от C_n очень немного и поэтому при расчетах обыкновенно полагают $C_n = C_y$).



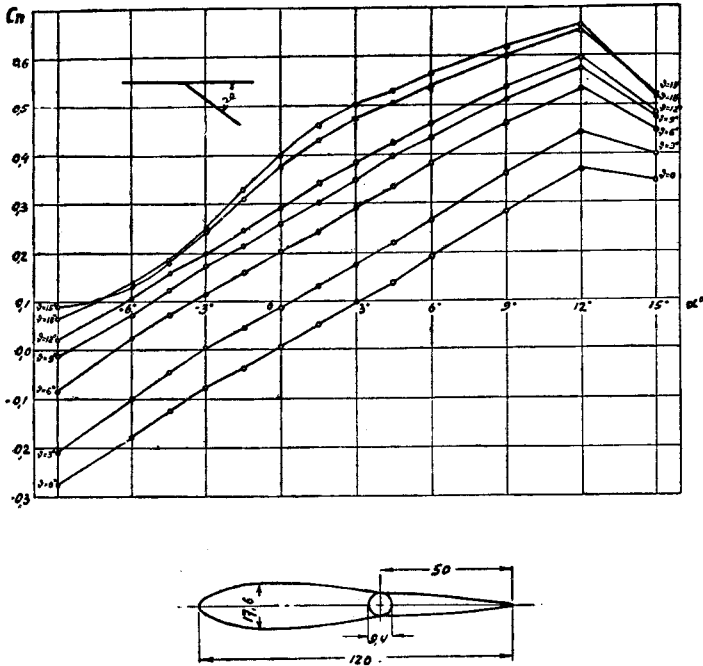
Фиг. 31.



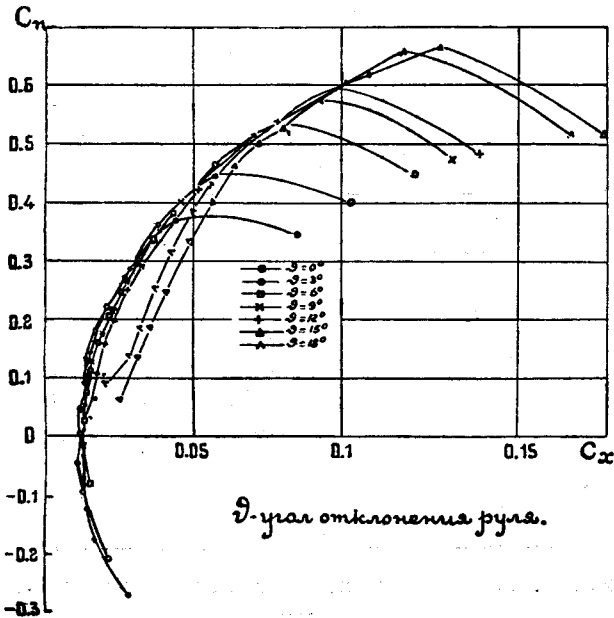
Фиг. 32. Коэффициенты нормальной силы для хвостовых оперений.

Как видно из фиг. 31 и 32, наибольшую нормальную подъемную силу дают формы β и α , коэффициенты же лобового сопротивления равны для всех форм. Продувки показывают, что C_x для какой-

нибудь формы оперения значительно повышается по сравнению с продувками тех же профилей при относительном размахе $\lambda = 5$ (прямо-



Фиг. 33. Зависимость C_n хвостового оперения от угла α —установки неподвижной части и от отклонения руля δ .



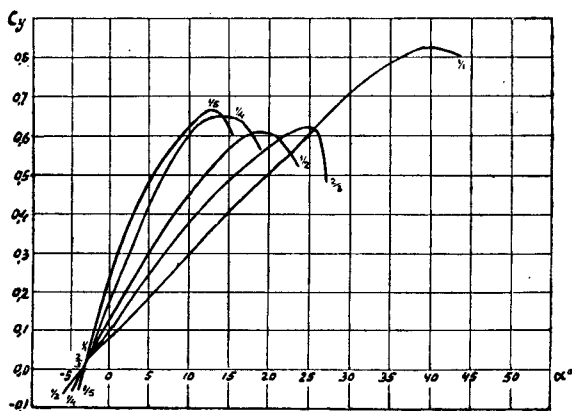
Фиг. 34. Поляра хвостового оперения фиг. 33.

угольная модель) и принимает значение порядка $C_x = 0,010 — 0,012$. Это вызывается, в большинстве случаев, невозможностью сохранить

строго взятый профиль, а затем срывом струй в разрезе руля высоты. По продувкам выходит, что примерно уже с $18^\circ - 20^\circ$ отклонения руля в одну сторону — C_n падает (фиг. 33).

Последние изыскания и опыты, произведенные в Англии и Америке, показывают, что в некоторых случаях сильно нагружается передняя кромка стабилизатора, а формы b , c и f (фиг. 30) не позволяют конструктивно хорошего укрепления ее.

Для получения одного и того же эффекта, формы оперений b , c , d и f оказываются более тяжелыми, чем тип k , в смысле усилий на ручку пилота. Поэтому, чтобы легче справиться с прочностью стабилизатора и дать более легкое управление, в Западной Европе сейчас некоторые фирмы делают горизонтальное оперение типа k (фиг. 30). Аэродинамическая характеристика руля такой формы примерно такая же, как и у вышеприведенных форм.



Фиг. 35. Коэффициенты подъемной силы прямоугольной пластинки при различных отношениях сторон.

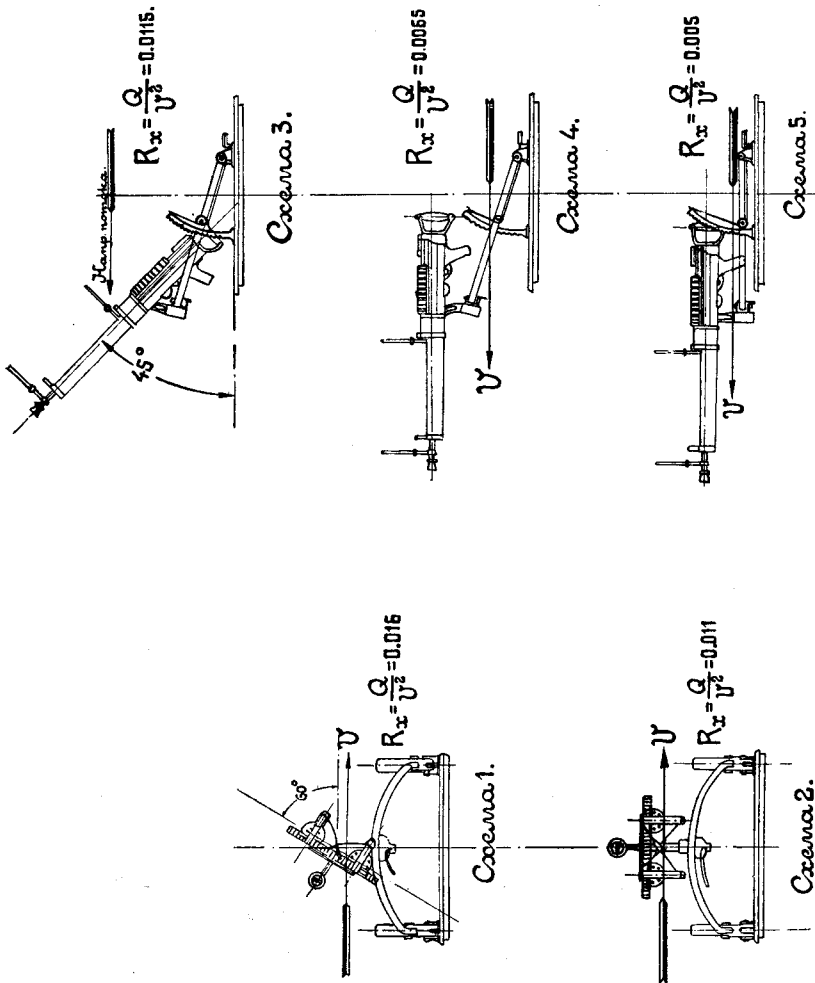
Учитывая влияние щели между рулем и неподвижной частью, разрезы в руле, если они имеют место, для хвостового оперения, при угле атаки стабилизатора 0° и угле отклонения руля от 0 до 3° можно принять:

- Руль со стабилизатором или килем (без разреза в руле) . . . $C_x = 0,011$.
- Руль со стабилизатором (с разрезом в руле) $C_x = 0,013$.
- Руль без стабилизатора или кия $C_x = 0,010$.

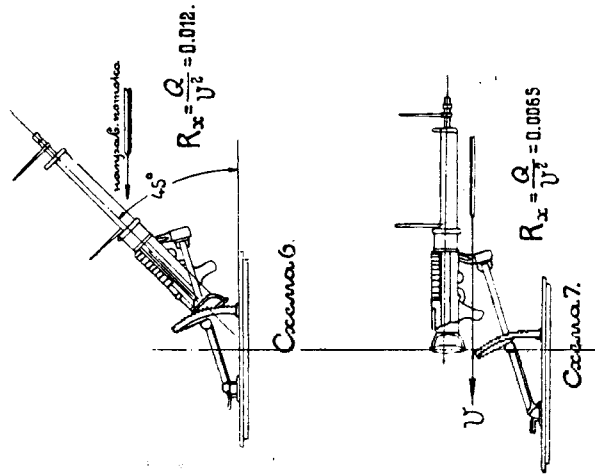
§ 15. Пулеметы.

Заграничных продувок пулеметов имеется очень мало.

Продувки пулеметных установок, произведенные ЭАО ЦАГИ в натуральную величину при скоростях от 5 до 25 м/сек показали, что в диапазоне этих скоростей коэффициенты сопротивления пулеметов не изменяются. Поэтому можно считать, что коэффициенты сопротивления пулеметов не будут меняться и при больших скоростях.



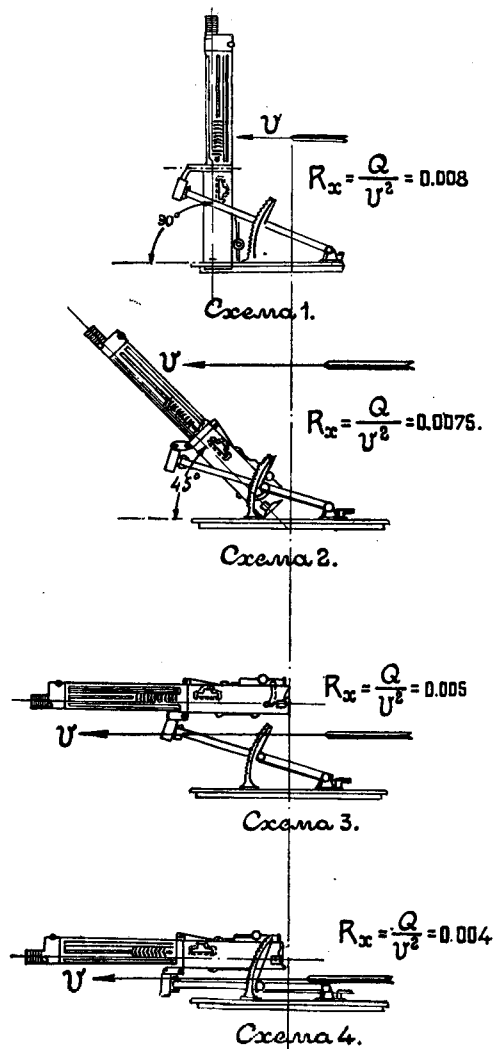
Фиг. 37.



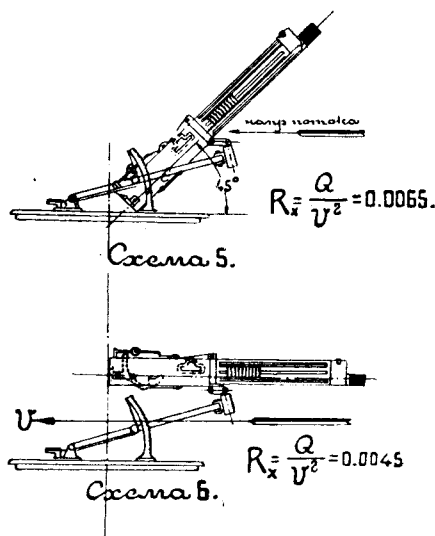
Фиг. 38.

На фиг. 36, 37 и 38 изображены 7 различных установок на турели спаренных пулеметов Люиса и дано значение коэффициентов сопротивления R_x , которые выражаются так:

$$R_x = C_x \cdot \rho \cdot S = \frac{Q}{V^2} \text{ кг/сек}^2/\text{м}^2.$$



Фиг. 39.



Фиг. 40.

На фиг. 39 и 40 даны коэффициенты R_x для 6 различных схем установок на турели пулемета Максима.

Приведенные выше фигуры дают достаточно хорошую ориентировку конструктору при оценке сопротивления пулемета на турели в том или ином положении. Оценку же сопротивления пулеметов, установленных на фюзеляже для стрельбы через винт (фиг. 23 б), можно делать, пользуясь таблицей VII.

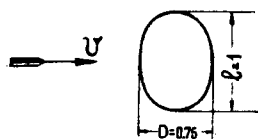
§ 16.

Таблица IX.

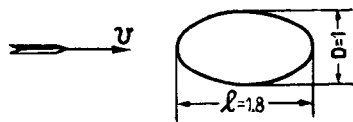
Коэффициенты лобового сопротивления различных тел, не вошедших в предыдущие параграфы.

Коэффициенты сопротивления отнесены к площади миделя.

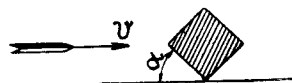
На з в а н и е	C_x
Плоская пластинка, стоящая нормально к потоку, принимается условно . .	0,64
Круглый плоский диск, стоящий нормально к потоку	0,56
Шар в пределах $V \cdot D = 0,0143 \div 2,85 \text{ м}^2/\text{сек}$	0,25
Эллипсоид в пределах $V \cdot D = 2,85 \div 5,7 \text{ м}^2/\text{сек}$ (фиг. 41)	0,30
Эллипсоид в пределах $V \cdot D = 2,85 \div 5,7 \text{ м}^2/\text{сек}$ (фиг. 42)	0,035
Тело прямоугольного сечения (фиг. 43):	
при $\alpha = 30^\circ \div 45^\circ$	0,75
при $\alpha = 0^\circ$	1,0
Амортизатор открытый	0,20
Высывающиеся части цилиндров мотора, с водяным охлаждением . . .	0,50
Цилиндры мотора с воздушным охлаждением дают $\sim 80 - 100\%$ сопроти-	
вления фюзеляжа без мотора	
Выхлопные трубы эллиптического или овального сечения	0,30



Фиг. 41.



Фиг. 42.



Фиг. 43.

Февраль 1926 г.

Построение поляры Лилиентала монопланного крыла произвольной формы.

А. В. Чесалов.

Формулы теории индуктивного сопротивления, которыми пользуются обычно при пересчетах дужек на различные удлинения, выведены для крыла эллиптической формы в плане, имеющего всюду постоянный профиль и угол установки, поэтому, в зависимости от изменений формы крыла, его профиля или углов установки, при применении для пересчета формул:

$$C_i = \frac{2}{\pi \lambda} C_y^2 \quad \text{и} \quad \Delta \alpha = \frac{2}{\pi \lambda} C_y, \quad (1)$$

справедливых только для вышеупомянутого эллиптического крыла, вносились иногда довольно значительные погрешности.

До настоящего времени на русском языке был изложен только метод последовательных приближений построения циркуляции вдоль по размаху крыла, исходящий из вихревой теории крыла, данной Прандтлем¹⁾ и его учениками, который дает возможность построить поляру Лилиентала для любого крыла.

Этот метод, довольно полно рисуя картину действующих на крыло сил и давая схему его нагружения при каждом угле установки, требует большой затраты времени на вычислительную работу и, кроме того, требует некоторого навыка для пользования им.

Как на более простой метод вычисления поляры Лилиентала для крыла любой формы, можно указать на метод, данный Трефтьем, который и будет изложен ниже.

В настоящей статье мы описываем оба эти метода.

Как метод, основанный на вихревой теории Прандтля, так и метод, данный Трефтьем, исходят, прежде всего, из характеристики крыла при $\lambda = \infty$, а во всех лабораториях, при продувках, обыкновенно употребляются модели крыльев прямоугольного очертания в плане, для которых формула (1) не справедлива.

Следовательно, в первую очередь нужно было бы разрешить задачу о прямоугольном крыле или, вернее, дать способ построения

¹⁾ Б. Н. Юрьев. Индуктивное сопротивление крыльев аэроплана. Труды ЦАГИ. Вып. 20, 1926 г.

характеристики профиля при $\lambda = \infty$ по продувке прямоугольной модели крыла ($\lambda = 5 - 6$), но в виду того, что решение этой задачи требует знакомства с теорией Треффта, для удобства изложения, мы и будем о ней говорить при описании метода, данного Трефтцем, а пока будем считать, что эта задача решена.

§ 1. Метод, основанный на вихревой теории Прандтля.

У крыла конечного размаха в общем случае разные сечения работают под разными углами атаки ¹⁾ вследствие скоса потока, вызываемого действием сбегающих с крыла вихрей. Исключение представляет только крыло эллиптической формы в плане, со всюду одинаковым профилем и углами установки—теоретически оно имеет во всех сечениях одинаковые скосы потока.

По вихревой теории крыла конечного размаха, разработанной Прандтлем и его учениками, скос потока в каждом сечении крыла связан с законом распределения циркуляции вдоль размаха.

Циркуляция в каждом сечении крыла равна

$$i = C_{y_0} \cdot b V^2,$$

где

C_{y_0} — коэффициент подъемной силы при $\lambda = \infty$;

b — хорда крыла в m ;

V — скорость в $m/сек$.

На фиг. 1 для примера изображено распределение циркуляции вдоль полуразмаха крыла с закругленными концами.

Оси координат отнесены к левому концу крыла. Ординаты кривой $ABCD$ изображают циркуляцию в каждом сечении крыла, а абсциссы—расстояния рассматриваемых сечений от начала координат, выраженные в единицах длины крыла.

Разбивая кривую циркуляции на бесконечно малые элементы BC , Прандтль рассматривает каждый из них, как вихревой полушнур с циркуляцией равной

$$di = \frac{di}{dx_1} \cdot dx_1. \quad (2)$$

Каждый из таких элементов действует на сечение с абсциссой ξ , вызывая в нем бесконечно малую вертикальную скорость

$$dw = \frac{di}{4\pi(x_1 - \xi)} = \frac{\frac{di}{dx_1}}{4\pi(x_1 - \xi)} dx_1. \quad (3)$$

¹⁾ Под углом атаки мы подразумеваем истинный угол набегания потока, в отличие от кажущегося угла, который мы будем называть углом установки.

²⁾ Это вытекает из основной теоремы Н. Е. Жуковского о подъемной силе

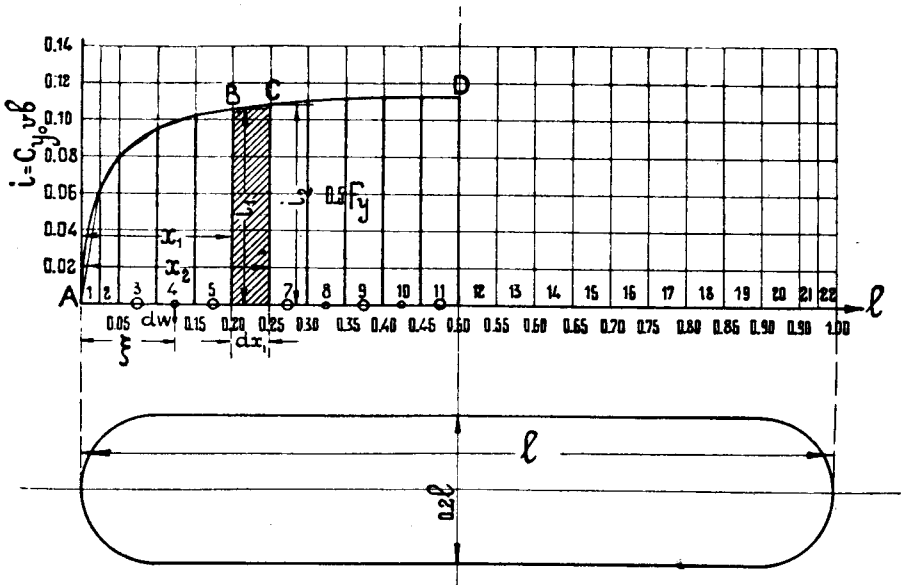
$$P = \rho \cdot i V \cdot l; \quad \text{откуда} \quad i = \frac{C_y \cdot \rho \cdot S \cdot V^2}{\rho \cdot V \cdot l} = C_y \cdot b \cdot V.$$

Действие же всех элементов на сечение с абсциссой ξ дает в нем уже некоторую конечную вертикальную скорость, направленную вниз и равную:

$$w = \frac{1}{4\pi} \int_0^l \frac{di}{x_1 - \xi} dx_1, \quad (4)$$

которая отклоняет поток около крыла на угол

$$\Delta\alpha = \frac{w}{V} \text{ в радианах.} \quad (5)$$



Фиг. 1.

Вместе с отклонением потока отклоняется назад на такой же угол $\Delta\alpha$ и вектор подъемной силы, горизонтальный компонент которого называется индуктивным сопротивлением крыла (фиг. 2).

Если желают получить крыло с определенным распределением циркуляции, то в каждом сечении следует удовлетворять уравнению

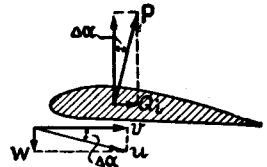
$$C_{y_0} \cdot b = \frac{i}{V}, \quad (6)$$

где i — заданная циркуляция.

Это легко сделать путем комбинирования профилей и хорд.

Зная в каждом сечении крыла его профиль, C_{y_0} , b , а следовательно, и истинный угол атаки α_0 , пользуясь уравнениями (4) и (5), можно найти в каждом сечении и скос потока, а затем и угол установки:

$$\alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha. \quad (7)$$



Фиг. 2.

C_y крыла вычисляется путем планиметрирования площади, заключенной между кривой распределения циркуляции и осью абсцисс.

Если эта площадь будет $F_y \text{ мм}^2$ (фиг. 1), масштаб ее n^1), площадь крыла $S \text{ м}^2$, то:

$$C_y = \frac{F_y \cdot n}{S \cdot V}. \quad (8)$$

По найденному скосу потока (7) нетрудно определить и индуктивное сопротивление крыла.

Каждый элемент крыла будет давать:

$$\Delta Q_i = \Delta F \cdot \Delta \alpha. \quad (9)$$

Сумма же всех элементов крыла дает индуктивное сопротивление всего крыла.

Для получения полного сопротивления крыла нужно к индуктивному сопротивлению прибавить еще профильное, которое в общем случае тоже будет иметь различные значения в разных сечениях.

Переходя к нашим абсолютным коэффициентам для C_x всего крыла, можно написать:

$$C_x = \frac{(C_{y_0}' \cdot \Delta \alpha' + C_{x_0}') s' + (C_{y_0}'' \cdot \Delta \alpha'' + C_{x_0}'') s'' + \dots (C_{y_0}^n \cdot \Delta \alpha^n + C_{x_0}^n) s^n}{S}, \quad (10)$$

где:

$C_{y_0}'; C_{y_0}''; \dots C_{y_0}^n$ } соответственно коэффициенты подъемной силы
 $C_{x_0}'; C_{x_0}''; \dots C_{x_0}^n$ } профильного сопротивления и скосы потока у
 $\Delta \alpha'; \Delta \alpha''; \dots \Delta \alpha^n$ } элементов, имеющих площади $s'; s''; \dots s^n$.

Практически определение C_x крыла лучше производить также методом графического интегрирования, как и при определении C_y . Если по оси абсцисс отложить длину крыла, а по оси ординат $C_x \cdot b = (C_{y_0} \cdot \Delta \alpha + C_{x_0}) \cdot b$, то получается, что площадь, заключенная между кривой и осью абсцисс F_x , деленная на площадь крыла, и будет представлять собой C_x всего крыла.

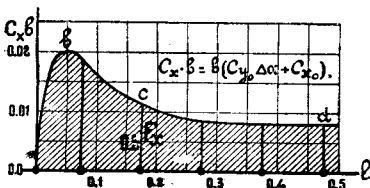
Допустим, что по планиметрировании площадь эта оказалась равной $F_x \text{ мм}^2$ (фиг. 3), масштаб ее m^1), площадь крыла $S \text{ м}^2$, тогда имеем:

$$C_x = \frac{F_x \cdot m}{S}. \quad (11)$$

Вот все, что нужно было бы сделать по методу вихревой теории для определения C_y , C_x и углов установки крыла, при выбранном заранее или известном распределении циркуляции.

Если же желают узнать распределение циркуляции вдоль размаха этого же крыла, но при другом угле установки, то в общем случае

¹⁾ Под масштабом площади подразумевается произведение масштабов оси абсцисс и оси ординат.



Фиг. 3.

предугадать заранее этот закон распределения не представляется возможным ¹⁾. Здесь приходится столкнуться с некоторыми трудностями, которые могут быть разрешены для целей практики только методом последовательных приближений.

Этот метод заключается в следующем.

Задаются распределением циркуляции вдоль размаха крыла и определяют в каждом его сечении скос потока $\Delta\alpha$. Зная же $\Delta\alpha$ и угол установки α , находят α_0 .

Затем определяют новую кривую распределения i по формуле:

$$i = C_{y_0} \cdot b \cdot V.$$

Если эта новая вычисленная кривая не совпадает с той, которой задавались, то задаются еще раз, взяв некоторую промежуточную кривую между вычисленной и ранее заданной (ближе к вычисленной), и снова проделывают те же вычисления.

За истинное распределение циркуляции принимается такое, при котором предполагаемая кривая совпадает с кривой, вычисленной по формуле $i = C_{y_0} \cdot b \cdot V$.

Для получения полной поляры Лилиенталя эти просчеты приходится проделывать для нескольких углов атаки.

Вычисление в каждом сечении крыла скоса потока, связанного с законом распределения циркуляции формулой (4), аналитическим путем в большинстве случаев представляет большие трудности.

Для целей практики оказывается вполне достаточным разбивать площадь, заключенную между кривой распределения циркуляций и осью абсцисс, на несколько участков 1, 2, 3, 4 (фиг. 1), а элементы самой кривой, например, BC — считать прямолинейными, т.-е. вместо кривой $ABCD$ принять вписанный в нее многоугольник. Тогда действие каждого из этих прямолинейных участков на точку с абсциссой ξ может быть легко определено.

Для прямой BC

$$\frac{di}{dx_1} = \frac{i_2 - i_1}{x_2 - x_1} = a = \text{const.} \quad (12)$$

Вертикальная же скорость, вызванная элементом BC в сечении крыла, находящемся на расстоянии ξ от начала координат, тогда выразится так:

$$w = \frac{a}{4\pi} \int_{x_2}^{x_1} \frac{dx_1}{x_1 - \xi} = \frac{2,3}{4\pi} a \lg \frac{x_2 - \xi}{x_1 - \xi}. \quad (13)$$

Алгебраическая сумма действия всех элементов на сечение крыла с абсциссой ξ и определит вертикальную скорость, вызванную в нем сбегающими с крыла вихрями.

¹⁾ Под общим случаем мы подразумеваем крыло произвольной формы в плане, составленное из нескольких профилей и имеющее в разных сечениях разные углы установки.

В случае крыла произвольной формы в плане, но с постоянным профилем и углами установки, вычисления характеристики крыла значительно упрощаются, так как ординаты кривых i (фиг. 1) будут изменяться пропорционально изменениям C_{y_0} .

Действие элемента на точку, приходящуюся в его пределах, будет равно нулю только в случае, если эта точка берется посередине элемента. Это необходимо учесть и брать все точки посередине элементов. Точность вычислений будет обуславливаться числом взятых элементов, т.-е. чем больше их взято, тем точнее можно определить истинное распределение циркуляции, а по ней и действующие на крыло силы. На концах крыла, где циркуляция резко падает, лучше брать элементы в 2—3 раза меньшими, чем на середине.

Практика подсчетов показывает, что в большинстве случаев вполне достаточно вычислять скос потока в 4—5 сечениях (на полуразмахе) крыла, например, в точках 3, 5, 7 и 11 или 3, 5, 7, 9 и 11 и подбирать циркуляцию только в этих точках (фиг. 1).

Для удобства вычислений скорость потока в формуле $i = C_{y_0} \cdot b \cdot V$ лучше принимать равной 1 м/сек, а размах крыла $l = 1$ м.

Из симметрии крыла вытекает, что $a_3 = -a_{20}$; $a_5 = -a_{18}$ и так далее.

Если рассматривать точку (сечение) крыла с абсциссой ξ , находящуюся под действием не одного, а сразу двух элементов, имеющих одинаковые по величине, но только противоположные по знаку, значения a , то вычисления значительно упрощаются и формула (13) принимает вид:

$$w = a \frac{2,3}{4\pi} \lg \frac{(x_2 - \xi)(l - x_2 - \xi)}{(x_1 - \xi)(l - x_1 - \xi)} = a \cdot k. \quad (14)$$

Из этой формулы легко усмотреть, что k не зависит от распределения циркуляции по крылу, а поэтому для определенного числа взятых участков может быть вычислено заранее, что нами и сделано.

На фиг. 1 размах крыла разбит на 20 разных элементов, при чем крайние элементы разделены еще пополам. Значения k из формулы (14) для точек 3, 5, 7, 9 и 11 (обведенных на фиг. 1 кружками), находящихся под действием элементов 1 и 22; 2 и 21; ... 11 и 12, представлены на таблице 1. Для удобства значения k увеличены в 10^5 раз. Искать истинные углы атаки и циркуляцию в точках, лежащих к концу еще ближе, чем сечение 3, не имеет смысла, так как точность получается вполне достаточной. Все расчеты для каждого угла установки крыла удобнее укладывать в одной таблице (табл. II), оставляя в каждом квадратике место для 3—4 просчетов.

Порядок определения характеристики Лилиентала для крыла любой формы будет такой.

1) Перечисляют полярю Лилиентала на $\lambda = \infty$ и строят кривые C_{y_0} и C_{x_0} по углам α .

2) Задаются распределением циркуляции вдоль по размаху крыла.

3) По кривой, которой задались, вычисляют значения $a = \frac{i_2 - i_1}{x_2 - x_1}$ (12) и вписывают под таблицей I их значения под соответствующими участками.

4) Умножая a на соответствующие значения k и деля на 10^5 , получают вертикальную скорость w в каждой точке (сечении), вызванную участками. Значения w вписывают в таблицу II.

5) Суммируя алгебраически значения w , вызванные действием всех участков на определенную точку (сечение), получают в рассматриваемой точке (сечении)

$$w = \sum_0^l w.$$

6) Далее определяют в каждой рассматриваемой точке скос потока в градусах.

Он равен $\Delta\alpha' = 57,3 \frac{w}{V}$.

7) Находят истинный угол набегания потока, т.е. угол атаки,

$$\alpha_{\text{ист}}^{\circ} = \alpha_{\text{уст}}^{\circ} - \Delta\alpha^{\circ}.$$

8) По истинному углу атаки и характеристике профилей при $\lambda = \infty$ находят значения C_{y_0} .

9) Зная C_{y_0} и хорду крыла в m , вычисляют $i = C_{y_0} \cdot b \cdot V$ в каждом интересующем сечении.

Полученные значения i откладывают в виде ординат на фиг. 1 и строят новую кривую распределения циркуляции.

Примечание. Если между предполагаемой и вычисленной кривой наблюдается расхождение, то снова задаются распределением циркуляции, беря промежуточную кривую между ними и проделяют те же расчеты до тех пор, пока не добиваются совпадения. При навыке можно добиваться совпадения со второго раза.

При небольшом расхождении между кривыми можно принять за истинное распределение циркуляции среднюю кривую.

10) Найдя истинное распределение i , по размаху определяют C_y крыла. Для этого планиметрируют площадь, заключенную между кривой i и осью абсцисс, и C_y крыла определяют по формуле:

$$C_y = \frac{F_y \cdot n}{S \cdot V}. \quad (8)$$

11) Вычисляют в каждой точке значения $(C_{y_0} \cdot \Delta\alpha + C_{x_0}) b$ и, откладывая их в виде ординат, как показано на фиг. 3, получают кривую $abcd$.

Планиметрируя площадь, заключенную между кривой и осью абсцисс, вычисляют C_x крыла

$$C_x = \frac{F_x \cdot m}{S}. \quad (11)$$

Примечание. Если желают вычислить значения $(C_{y_0} \cdot \Delta\alpha + C_{x_0}) b$ в сечениях, лежащих еще ближе к концу, чем сечение 3, то это не представляет никакого труда, так как истинное распределение циркуляции сразу определяет

$$C_{y_0}, \alpha_{\text{ист}}, \Delta\alpha \text{ и } C_{x_0}.$$

Для получения полной поляры Лилиенталя в общем случае приходится проделывать такие вычисления для нескольких углов атаки.

Если при пересчете характеристик профилей на $\lambda = \infty$ пренебречь поправками на кривую моментов, то не представляет никаких трудностей построить кривую C_m для крыла любой формы.

Для этого сначала нужно построить кривые перемещения центра парусности по углам атаки для каждого из составляющих крыла профилей.

Расстояние центра парусности от передней кромки профиля для целей практики может быть выражено так:

$$e = \frac{C_m}{C_y} \cdot b \quad (15)$$

(C_m практически можно положить равным C_y).

По вычисленным кривым, зная истинные углы атаки, легко определить в каждом сечении крыла расстояние центра парусности от передней кромки профиля и построить в плане крыла кривую ABC распределения центра парусности по размаху (фиг. 4).

Разбивая крыло на элементы с площадями s_1, s_2, s_3, \dots , и прикладывая в центрах парусности их, т.е. точках a_1, a_2, a_3, \dots (фиг. 4) силы $C_{y1} \cdot s_1; C_{y2} \cdot s_2; C_{y3} \cdot s_3$ и т. д., находят их равнодействующую.

Точка пересечения равнодействующей этих сил с осью симметрии крыла LM и определит положение центра парусности всего крыла.

Продельвая это для нескольких углов установки и зная, следовательно, для каждого из них значение ε (фиг. 4) и C_y всего крыла, легко можно вычислить и C_m .

Он будет равен

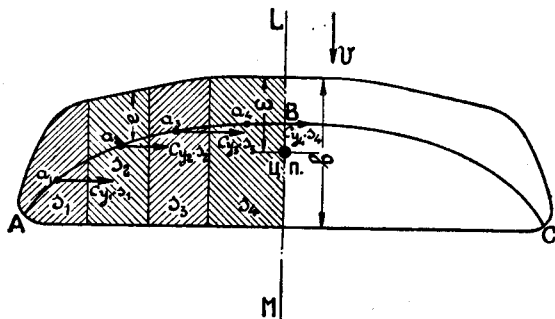
$$C_m = \frac{\varepsilon \cdot C_y}{b} \quad (16)$$

Определение равнодействующей сил $C_{y1} \cdot s_1; C_{y2} \cdot s_2$ и т. д. можно делать по правилам статики или графически.

Для удобства можно только рекомендовать изображать крыло в плане в несколько искаженном виде, т.е. масштаб ширины крыла брать несколько большим, чем масштаб его размаха.

Тогда кривая ABC будет более крутой и большими будут получаться расстояния между силами.

Следует отметить, что этот способ, как и все остальные, дает хорошие результаты только в пределах прямолинейного участка кривой C_y , т.е. от нулевой подъемной силы до начала срыва струй.



Фиг. 4.

Предугадать начало срыва струй или C_y при посадочных углах установки не представляется возможным, так как попытки теоретически разработать вопрос о профильном сопротивлении до сих пор успехом не увенчались.

§ 2. Метод, основанный на теории Трефтца.

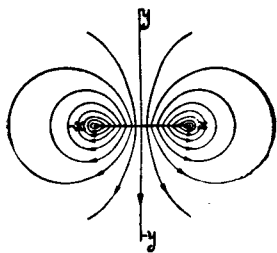
Вихревая теория крыла конечного размаха, разработанная Прандтлем и его учениками, довольно полно рисует картину распределения сил, действующих на крыло, и дает схему его нагружения.

Опыты показывают, что кривые распределения подъемной силы, вычисленные вышеуказанным способом, не сходятся с экспериментальными только на самом конце крыла, и отклонения эти очень невелики. Однако, решение этого вопроса данным методом отнимает много времени и требует хорошего навыка.

Получить поляру Лилиенталя и найти истинное распределение циркуляции по размаху крыла удобнее и проще чисто аналитическим методом—это методом, основанном на теории Трефтца, который дает прямо уравнение кривой распределения циркуляции.

Этот метод мы опишем только в общих чертах, не останавливаясь подробно на всех его выводах, лиц же желающих ознакомиться более подробно, отсылаем к первоисточнику ¹⁾.

В теории Трефтца исследуются условия потока на бесконечно большом расстоянии позади крыла в плоскости, нормальной к направлению движения, в которой ось x берется параллельно размаху, а ось y — перпендикулярной к нему (фиг. 5).



Фиг. 5.

В данном случае участок оси x в пределах размаха крыла представляет собою вихревую поверхность и является линией разрыва скоростей, параллельных оси x .

Слагающая же скорости, нормальная к оси x , равна удвоенной вертикальной скорости у крыла.

Если поток в рассматриваемой плоскости имеет потенциал скорости φ , то вертикальная скорость у крыла определяется так:

$$w = -\frac{1}{2} \frac{\partial \varphi}{\partial y}. \quad (17)$$

Пусть линия AB (фиг. 6) представляет собою упомянутую линию разрыва, $u_1 = \frac{\partial \varphi_1}{\partial x}$ скорость в направлении оси x сверху от линии AB , а $u_2 = \frac{\partial \varphi_2}{\partial x}$ скорость в том же направлении снизу от этой линии. Взяв

¹⁾ Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik, 1921 г. Здесь же мы придерживаемся изложения этой теории, данной Glauert'ом в R & M № 824 Advisory Committee for Aeronautics. 1922. London.

на линии разрыва элементарный контур, для дифференциала циркуляции можно написать:

$$di = u_1 dx - u_2 dx. \quad (18)$$

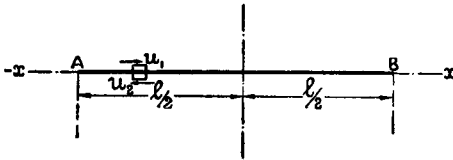
Положив в точке A $\varphi = 0$ и имея из симметрии потока $\varphi_1 = -\varphi_2$, по интегрировании уравнения (18) получим

$$i = \varphi_1 - \varphi_2 = 2 \varphi_1. \quad (19)$$

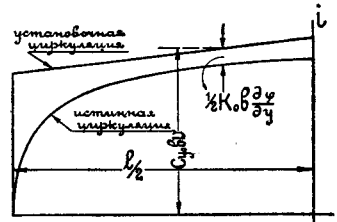
Теперь элементарная подъемная сила dP и элементарное индуктивное сопротивление dQ_i могут быть связаны с φ такой зависимостью:

$$dP = 2 \rho \cdot V \cdot \varphi_1 dx \quad (20)$$

$$dQ_i = -\rho \varphi_1 \frac{\partial \varphi}{\partial y} dx. \quad (21)$$



Фиг. 6.



Фиг. 7.

Назовем „установочной циркуляцией“ ту циркуляцию, которая получилась бы, если бы каждый элемент крыла работал так же, как он работал бы при этом же угле установки в двухразмерном потоке, т.е. при скосе $\Delta \alpha = 0$ (фиг. 7). Тогда истинная циркуляция в каждом сечении крыла выразится так:

$$i_{\text{ист}} = 2 \varphi_1 = i_{\text{уст}} - \Delta i_{\text{инд}}, \quad (22)$$

где $i_{\text{уст}} = C_{y_0} b V$, $\Delta i_{\text{инд}}$ — потеря циркуляции благодаря влиянию сбегающей с крыла вихревой пелены.

Если взять прямолинейный участок кривой C_{y_0} в координатах C_{y_0}, α (в двухразмерном потоке), то $\Delta i_{\text{инд}}$ может быть выражена таким образом:

$$\Delta i_{\text{инд}} = \Delta C_{y_0} \cdot b \cdot V \quad (23)$$

или

$$\Delta i_{\text{инд}} = \frac{\Delta C_{y_0}}{\Delta \alpha} \cdot \Delta \alpha \cdot b \cdot V = \text{tg} \beta_0 \cdot \omega \cdot b = k_0 \omega b, \quad (24)$$

где $\text{tg} \beta_0 = k_0$ есть тангенс угла наклона кривой C_{y_0} к оси углов α .

Следовательно, истинная циркуляция в каждом сечении крыла может быть выражена через установочную циркуляцию и потерю, благодаря индуктивному сопротивлению, так:

$$2 \varphi_1 = i_{\text{ист}} = C_{y_0} \cdot b \cdot V - k_0 \cdot \omega \cdot b, \quad (25)$$

а принимая во внимание уравнение (17),

$$2 \varphi_1 = i_{\text{ист}} = C_{y_0} \cdot b \cdot V + \frac{1}{2} k_0 b \frac{\partial \varphi}{\partial y}. \quad (26)$$

Для удобного разложения φ в ряд линия разрыва AB преобразуется в круг радиуса 1 такими подстановками:

$$z = \frac{l}{4} \left(\xi + \frac{1}{\xi} \right), \quad (27)$$

$$x = \frac{l}{4} \left(r + \frac{1}{r} \right) \cos \Theta, \quad (28)$$

$$y = \frac{l}{4} \left(r - \frac{1}{r} \right) \sin \Theta, \quad (29)$$

где Θ —угол между радиусом и осью абсцисс (фиг. 8), которая на верхней поверхности крыла изменяется от 0 до π и определяет любое интересующее нас сечение крыла.

Определив из уравнения (29) $dy = \frac{l}{2} \sin \Theta dr$, подставив его значение в уравнение (26) и разделив обе части его пополам, получим

$$\varphi_1 = \frac{1}{2} C_{y_0} \cdot b \cdot V + \frac{k_0 b}{2l \sin \Theta} \cdot \frac{\partial \varphi}{\partial r}, \quad (30)$$

или обозначая

$$\frac{1}{2} C_{y_0} \cdot b \cdot V = i_0; \quad \frac{k_0 b}{2l} = \mu,$$

имеем

$$\varphi_1 = i_0 + \frac{\mu}{\sin \Theta} \cdot \frac{\partial \varphi}{\partial r}. \quad (31)$$

Для получения более простых конечных результатов, в данном случае оказывается весьма удобным представить функцию φ в виде тригонометрического ряда, а именно:

$$\varphi = \frac{A_1 \cdot \sin \Theta}{r} + \frac{A_3 \cdot \sin 3\Theta}{r^3} + \frac{A_5 \cdot \sin 5\Theta}{r^5} + \frac{A_7 \cdot \sin 7\Theta}{r^7} + \dots \quad (32)$$

Подставив значение φ из уравнения (32) в (31) и взяв частную производную $\frac{\partial \varphi}{\partial r}$, после некоторых преобразований получим основное уравнение:

$$i_0 \sin \Theta = A_1 \sin \Theta (\mu + \sin \Theta) + A_3 \sin 3\Theta (3\mu + \sin \Theta) + A_5 \sin 5\Theta (5\mu + \sin \Theta) + \dots \quad (33)$$

Далее, если взять значение φ из уравнения (32), а также значение $\frac{\partial \varphi}{\partial r}$ и представить их в уравнения (20) и (21), по интегрировании их получим:

$$P = \pi \frac{l}{2} \cdot \rho \cdot V \cdot A_1, \quad (34)$$

$$Q_i = \frac{2 \cdot N \cdot P^2}{\pi \cdot l^2 \cdot \rho \cdot V^2}, \quad (35)$$

где

$$N = \frac{A_1^2 + 3A_3^2 + 5A_5^2 + 7A_7^2 + \dots}{A_1^2} \quad (36)$$

представляет собой коэффициент увеличения индуктивного сопротивления над минимальным значением его, получающемся при эллиптическом распределении нагрузки.

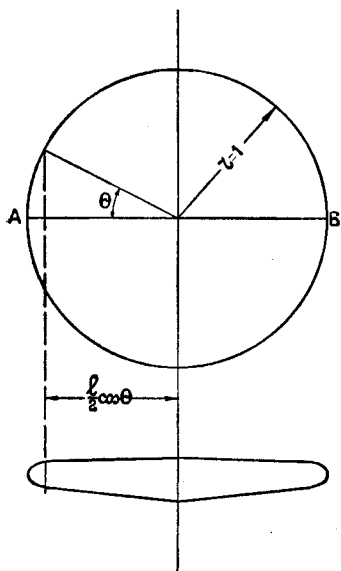
Переходя к нашим абсолютным коэффициентам, уравнения (34) и (35) можно переписать так:

$$C_x = \frac{\pi \cdot l}{2SV} A_1, \quad (37)$$

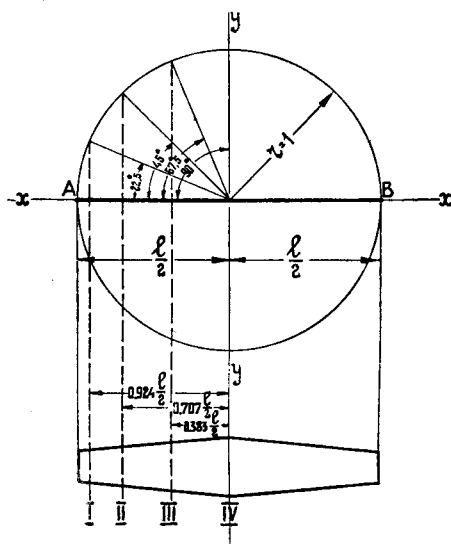
$$C_i = N \frac{2}{\pi \lambda} C_y^2, \quad (38)$$

где $\lambda = \frac{l^2}{S}$; l —размах крыла; S —площадь крыла; V —скорость набегающего потока.

Для определения постоянных $A_1 A_3 A_5 A_7 \dots A_n$ требуется составить и совместно решить n уравнений с n неизвестными. Это можно сделать, удовлетворяя уравнение (33) в n интересующих сечениях крыла; тогда и получается требуемая система уравнений. Проверка



Фиг. 8.



Фиг. 9.

этого метода на продувках различных моделей крыльев показала, что во всех случаях практики оказывается вполне достаточным оставлять только первые четыре члена ряда (32), а для нахождения коэффициентов $A_1 A_3 A_5$ и A_7 удовлетворить уравнение (33) в сечениях соответствующих значениям $\theta = 22,5^\circ; 45^\circ; 67,5^\circ$ и 90° , отстоящим от середины крыла на расстоянии соответственно $0,924 \frac{l}{2}; 0,707 \frac{l}{2}; 0,383 \frac{l}{2}$ и 0 (фиг. 9).

В этом случае система уравнений, определяющая значения постоянных $A_1 A_3 A_5 A_7$, будет иметь вид:

$$\left. \begin{aligned} \text{I. } & 0,383 (\mu_1 + 0,383) A_1 + 0,924 (3\mu_1 + 0,383) A_3 + 0,924 \times \\ & \times (5\mu_1 + 0,383) A_5 + 0,383 (7\mu_1 + 0,383) A_7 = 0,383 i_{10}. \\ \text{II. } & 0,707 (\mu_2 + 0,707) A_1 + 0,707 (3\mu_2 + 0,707) A_3 - 0,707 \times \\ & \times (5\mu_2 + 0,707) A_5 - 0,707 (7\mu_2 + 0,707) A_7 = 0,707 i_{02}. \\ \text{III. } & 0,924 (\mu_3 + 0,924) A_1 - 0,383 (3\mu_3 + 0,924) A_3 - 0,383 \times \\ & \times (5\mu_3 + 0,924) A_5 + 0,924 (7\mu_3 + 0,924) A_7 = 0,924 i_{03}. \\ \text{IV. } & (\mu_4 + 1) A_1 - (3\mu_4 + 1) A_3 + (5\mu_4 + 1) A_5 - (7\mu_4 + 1) A_7 = i_{04}. \end{aligned} \right\} \quad (39)$$

В каждое из этих 4 уравнений должны быть подставлены соответствующие значения i_0 и μ , где, как уже было указано, $i_0 = \frac{1}{2} C_{y_0} b V$ — есть половина „установочной циркуляции“ (фиг. 7), а $\mu = \frac{\lg \beta_0 \cdot b}{2l}$.

Все вычисления в приводимом способе определения характеристики крыла весьма кратки, за исключением решения этих 4 уравнений с 4 неизвестными, но лица, умеющие пользоваться детерминантами или графическим способом, могут их значительно упростить, хотя и совместное решение этих уравнений не занимает более 30—40 мин. Этот способ имеет преимущество перед способом, основанном на теории Прандтля, в том, что сразу дает уравнение кривой истинного распределения циркуляции вдоль по размаху крыла.

Из уравнений (32) и (26) следует, что вышеуказанное уравнение кривой истинного распределения циркуляции будет иметь такой вид:

$$i_{\text{ист.}} = 2\varphi_1 = 2 (A_1 \sin \Theta + A_3 \cdot \sin 3 \Theta + A_5 \cdot \sin 5 \Theta + A_7 \cdot \sin 7 \Theta) \quad (40)$$

и, после того как коэффициенты A_1 A_3 A_5 и A_7 определены, построение этой кривой уже не представляет труда.

Крыло прямоугольное с постоянным профилем и углами установки.

В этом частном случае значения i_0 и μ будут постоянны по всему размаху крыла.

Из формулы (37) имеем:

$$C_y = \frac{\pi}{2} \cdot \frac{l}{S \cdot V} A_1,$$

откуда, принимая во внимание, что $S = l \cdot b$, получаем

$$C_y = \frac{\pi \cdot A_1}{2 b V}. \quad (41)$$

Помножая числитель и знаменатель правой части этого уравнения на $i_0 = \frac{1}{2} C_{y_0} b V$ и производя некоторые преобразования и сокращения, получим, что для прямоугольного крыла

$$\frac{C_y}{C_{y_0}} = \frac{\pi}{4} \cdot \frac{A_1}{i_0}, \quad (42)$$

а также и коэффициент N зависит только от $\mu = \frac{\lg \beta_0 \cdot b}{2l}$.

Значения $\frac{C_y}{C_{y_0}}$ и N , вычисленные по теории Трефца для прямоугольных крыльев при различных значениях μ , изображены на фиг. 10.

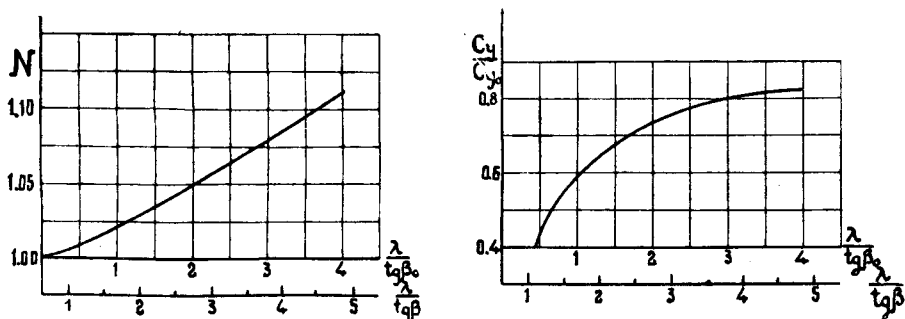
Так что, если характеристика профиля $\lambda = \infty$ известна, для построения поляры Лилиентала прямоугольного крыла с постоянным профилем и углами установки нет надобности делать все вычисления, как в общем случае, а можно пользоваться графиком фиг. 10.

Для этого нужно только вычислить значение $\frac{\lambda}{\lg \beta_0}$ и по кривым найти соответствующие значения $\frac{C_y}{C_{y_0}}$ и N , которые можно считать

справедливыми для всех углов установки, лежащих в пределах прямолинейного участка кривой C_{y_0} .

Большой интерес представляет обратная задача, а именно: построение характеристики профиля при $\lambda = \infty$ по данным продувки прямоугольной модели, так как этого требуют оба вышеизложенных способа (Прандтля и Трефтца) построения поляры Лилиентала.

В теории крыльев бесконечно большого размаха указывается, что в идеальном случае $\lg \beta_0 = \pi$ независимо от формы профиля. Однако, практика пересчетов показывает, что в действительности значения $\lg \beta_0$ почти всегда получаются меньшими, чем π .



Фиг. 10. Кривые поправочных коэффициентов для прямоугольного крыла.

Это происходит за счет тормозящего действия сил поверхностного трения, которые уменьшают циркуляцию вокруг крыла. Вот почему Бетцем и Трефцем это обстоятельство учитывалось на фиг. 10 по оси абсцисс отложены значения не $\frac{\lambda}{\pi}$, а $\frac{\lambda}{\lg \beta_0}$, величины которых при одном и том же λ , в зависимости от профиля, могут получаться различными.

Для построения характеристики профиля при $\lambda = \infty$ можно было бы дать такие же кривые, как и на фиг. 10, но только с осями абсцисс, выражающими значения $\frac{\lambda}{\lg \beta}$, где β угол наклона прямолинейного участка кривой C_y к оси углов α , легко определяемый из продувки. В виду того, что $\lg \beta$ изменяется линейно с $\lg \beta_0$ строить новые кривые не представляется надобности. Для этого на фиг. 10 мы даем для оси абсцисс только дополнительный масштаб, который и будет выражать значения $\frac{\lambda}{\lg \beta}$. Следовательно, способ построения характеристики профиля при $\lambda = \infty$ сводится к следующему: по продувке прямоугольной модели крыла нужно определить отношение $\frac{\lambda}{\lg \beta}$ и, пользуясь кривыми фиг. 10, найти $\frac{C_y}{C_{y_0}}$ и N , которые можно считать справедливыми для всего прямолинейного участка C_y .

Пример. По продувке прямоугольной модели крыла построить поляру Лилиен. тая для крыла трапециoidalного в плане. Профиль № 389 Геттингенской Лаборатории.

Решение:

1) Строим характеристику профиля при $\lambda = \infty$
 2) Вычерчиваем в плане наше крыло и определяем в нужных нам I, II, III, IV сечениях фиг. 9 и 11 его хорду в м. (Полуразмах крыла следует принять равным 1 м).

3) Берем угол установки крыла α° таким, чтобы C_{y_0} не выходил с участка, близко подходящего к прямой (т.е. примерно не более $C_{y_0} = 0,4$) (фиг. 12). Например, $\alpha^\circ = 2^\circ, 7$, что соответствует $C_{y_0} = 0,375$.

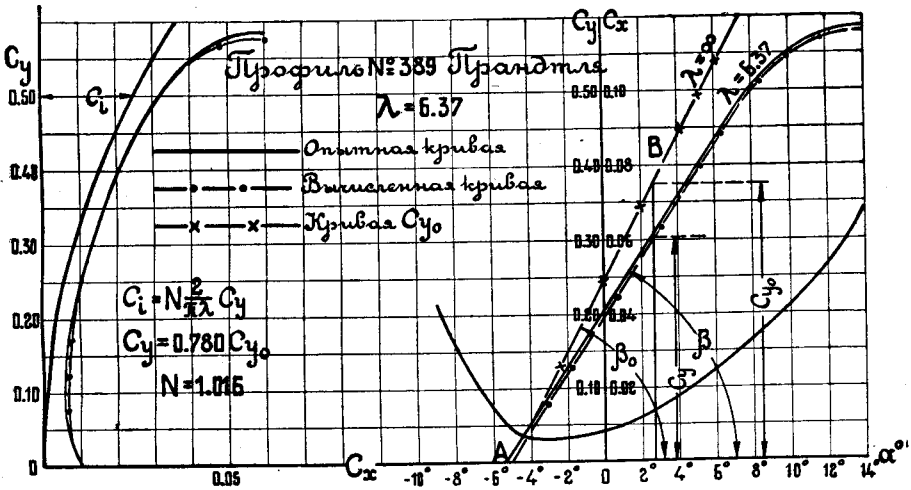
4) Вычисляем в каждом сечении крыла значения $i_0 = \frac{1}{2} C_{y_0} b \cdot V$ (для упрощения вычислений полагаем $V = 1$ м/сек.).

Получаем:

В I сечении . . .	$i_0 = 0,0452$ м ² /сек.
" II " . . .	$i_0 = 0,0521$ "
" III " . . .	$i_0 = 0,0625$ "
" IV " . . .	$i_0 = 0,0750$ "

Фиг. 11. Установка крыла $2^\circ, 7$ во всех сечениях.

5) Откладывая в виде ординат значения i_0 , как показано на фиг. 11, получаем картину нагружения крыла в двухразмерном потоке ($\Delta\alpha = 0$)¹⁾, т.е. установочную циркуляцию.



Фиг. 12. Трапециoidalное крыло.

1) Следует заметить, что для трапециoidalного крыла хорда b будет функцией Θ и вычисления для нашего случая можно было бы упростить, так как

$$b = b_{IV}(1 - 0,43 \cos \Theta); \mu = 0,276 (1 - 0,43 \cos \Theta)$$

$$i_0 = \frac{1}{2} C_{y_0} \cdot b_{IV} \cdot V (1 - 0,43 \cos \Theta) = i_{0a} (1 - 0,43 \cos \Theta)$$

Это упрощение опущено нами умышленно для того, чтобы оттенить общий случай построения поляры для крыла любой формы.

6) Далее определяем для каждого из 4 сечений значения

$$\mu = \frac{\operatorname{tg} \beta_0 \cdot b}{2l}$$

$$\operatorname{tg} \beta_0 = 0,0482 \cdot 57,3 = 2,76; \mu = 0,690 \cdot b.$$

В сечении	I	$\mu_1 = 0,167$
„	II	$\mu_2 = 0,192$
„	III	$\mu_3 = 0,230$
„	IV	$\mu_4 = 0,276$

7) Подставив в уравнение (39) значения μ и i_0 , соответствующие сечениям I, II, III, IV, получаем:

$$\text{I } 0,210 A_1 + 0,814 A_3 + 1,120 A_5 + 0,591 A_7 = 0,0173$$

$$\text{II } 0,636 A_1 + 0,907 A_3 - 1,178 A_5 - 1,450 A_7 = 0,0369$$

$$\text{III } 1,065 A_1 - 0,617 A_3 - 0,793 A_5 + 2,342 A_7 = 0,0578$$

$$\text{IV } 1,276 A_1 - 1,828 A_3 + 2,380 A_5 - 2,932 A_7 = 0,0750$$

8) Решая эти уравнения совместно, находим, что

$$A_1 = 0,0585; A_3 = 0,00315; A_5 = 0,00225 A_7 = -0,00030.$$

9) Определяем величину

$$N = \frac{0,0585^2 + 3 \cdot 0,00315^2 + 5 \cdot 0,00225^2 + 7(-0,0003)^2}{0,0585^2} = 1,016.$$

10) Далее определяем C_y крыла.

Из формулы (37) имеем

$$C_y = \frac{\pi \cdot 2 \cdot 0,0585}{2 \cdot 0,628 \cdot 1} = 0,292.$$

11) Для того, чтобы знать в каждом сечении крыла истинный угол набегания потока, а следовательно, и коэффициент профильного сопротивления (при $\lambda = \infty$) каждого элемента крыла C_{x_0} — необходимо иметь кривую истинного распределения циркуляции, которая вычисляется по формуле (40), принимающей в нашем случае вид:

$$i_{\text{ист.}} = 2(0,0585 \sin \theta + 0,00315 \sin 3\theta + 0,00225 \sin 5\theta - 0,0003 \sin 7\theta).$$

Кривая, вычисленная по этой формуле, изображена на фиг. 13.

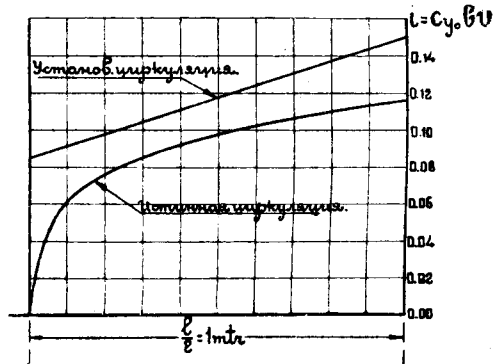
12) Зная при данном угле установки C_y крыла, а также его профильное сопротивление, теперь легко найти и его полное сопротивление. Оно равно

$$C_x = C_{x_0} + C_i = \frac{C_{x_0}' \cdot s' + C_{x_0}'' \cdot s'' + \dots + C_{x_0}^n \cdot s^n}{S} + N \frac{2}{\pi \lambda} C_y^2, \quad (43)$$

так как за счет разных скосов потока в различных сечениях C_{x_0} имеет различные значения.

(Более точное определение значений C_{x_0} всего крыла можно производить тем же способом, о котором уже говорилось при изложении метода Прандтля, но, в большинстве случаев, на летных углах его можно достаточно точно определить „на глаз“ прямо из поляр Лилиенталя при $\lambda = \infty$).

В нашем случае крыло имеет постоянный профиль и углы установки, поэтому достаточно найти C_y и N только при одном угле, взятом на прямолинейном участке АВ кривой C_y ($\lambda = \infty$). Тогда C_y в пределах от взятого угла установки до угла при нулевой подъемной силе будет меняться также линейно, и построить кривую C_y по а не представляет никакого труда. В этом случае не будет меняться также и N , а, следовательно, найдя его один раз, можно легко построить и всю поляр Лилиенталя. На фиг. 12



Фиг. 13.

изображена поляра Лилиенталя, построенная по этому способу. Как видно из нее, на всех летных углах согласование с опытной кривой получается полное. Имеется только небольшое отклонение при углах близких к посадочным.

Примечание I. Когда требуется построить поляру Лилиенталя, для крыла закрученного или крыла составленного из нескольких профилей, то вычисления немного усложняются только тем, что все просчеты приходится проделывать для нескольких углов установки, так как N , а также $\frac{C_y}{C_{y_0}}$ будут с ними меняться.

Примечание II. Если кривая истинного распределения циркуляции изменяется вдоль по размаху крыла плавно и не имеет точек перегиба ¹⁾, то, как показала практика пересчетов можно при пользовании этим методом сделать еще некоторые упрощения, а именно: оставить только первые три члена уравнения (32) и удовлетворить уравнение (33) только в трех сечениях крыла, соответствующих значениям, например, $\Theta = 22^\circ, 55^\circ$ и 90° . Тогда для определения характеристики крыла приходится решать только три уравнения с тремя неизвестными и система уравнений (39) примет вид:

$$\left. \begin{aligned} \text{I. } 0,383 (\mu_1 + 0,383) A_1 + 0,924 (3\mu_1 + 0,383) A_3 + \\ + 0,924 (5\mu_1 + 0,383) A_5 = 0,383 i_0 \\ \text{II. } 0,819 (\mu_2 + 0,819) A_1 + 0,259 (3\mu_2 + 0,819) A_3 - \\ - 0,996 (5\mu_2 + 0,819) A_5 = 0,819 i_{02} \\ \text{III. } (\mu_4 + 1) A_1 - (3\mu_4 + 1) A_3 + (5\mu_4 + 1) A_5 = i_{04} \end{aligned} \right\} (44)$$

§ 3. Приближенные решения.

Теория Трефтца показывает, что при пересчете дужек с одного удлинения на другое коэффициент N и поправка на угол $\Delta\alpha$ зависит не только от характера распределения циркуляции вдоль по размаху в двухразмерном потоке, но также и от

$$\mu = \frac{\text{tg } \beta_0 \cdot b}{2l}.$$

Это обстоятельство сильно осложняет задачу о приближенных решениях и заставляет отказаться от них в случаях, когда рассматриваемое крыло перекручено или имеет переменный профиль.

Ниже мы приводим приближенные формулы только для крыльев постоянного профиля и углов установки в каждом сечении.

Прямоугольное крыло.

У такого крыла

$$\mu = \frac{\text{tg } \beta_0}{2\lambda}$$

и его значения одинаковы во всех сечениях.

¹⁾ Точки перегиба могут получиться, например, иногда в случае скрученного крыла.

Для пересчетов на бесконечный размах, а также для пересчета с одного удлинения на другое в пределах $\lambda = 5 \div 8$ можно пользоваться такими формулами: ¹⁾

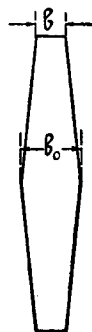
$$\Delta\alpha = \frac{0,750}{\lambda} C_y \text{ (радиан)} \quad (45)$$

$$C_i = \frac{0,670}{\lambda} C_y^2. \quad (46)$$

Трапециoidalное крыло (фиг. 14).

Для отношения $\frac{b}{b_0} = \frac{1}{3} \div \frac{1}{2}$ в пределах λ , употребляющихся на практике, можно с достаточной точностью пользоваться формулами для эллиптического крыла, т.е.

$$\left. \begin{aligned} \Delta\alpha &= \frac{2}{\pi\lambda} C_y \text{ (радиан)} \\ C_i &= \frac{2}{\pi\lambda} C_y^2 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$



Фиг. 14.

Крыло со скошенными концами (фиг. 15).

В пределах $\lambda = 5 \div 8$ можно приближенно принять:

$$\Delta\alpha = \frac{0,675}{\lambda} C_y \text{ (радиан)} \quad (47)$$

$$C_i = \frac{2}{\pi\lambda} C_y^2. \quad (48)$$



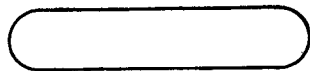
Фиг. 15.

Крыло с закругленными концами (фиг. 16).

В пределах $\lambda = 5 \div 8$ можно приближенно принять:

$$\Delta\alpha = \frac{0,730}{\lambda} C_y \text{ (радиан)} \quad (49)$$

$$C_i = \frac{2}{\pi\lambda} C_y^2. \quad (50)$$



Фиг. 16.

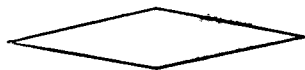
Ромбоидальное крыло (фиг. 17).

Теоретические подсчеты дают с опытами расхождение в углах при нулевой подъемной силе, повидимому, за счет несовершенства изготовления моделей и малых Рейнольдсовых чисел, на концах крыла.

При грубых подсчетов для такого крыла можно принять:

$$\Delta\alpha = \frac{0,725}{\lambda} C_y \text{ (радиан)} \quad (51)$$

$$C_i = \frac{0,725}{\lambda} C_y^2. \quad (52)$$



Фиг. 17.

Май 1926 г.

¹⁾ R & M № 806. Advisory Committee for Aeronautics 1922-23. Vol. I. London.

Графический метод построения циркуляции по размаху.

Ю. А. Победоносцев.

При построении циркуляции по размаху по формулам вихревой теории, необходимо перемножать и суммировать целый ряд чисел, что, при проделывании нескольких приближений для одного и того же крыла, на одном и том же угле атаки, делает работу крайне утомительной и длительной. Это главным образом и отпугивает всех от этой теории, дающей хорошее сходжение с опытами в случае крыла переменного профиля, закрученного и любого очертания в плане. По вихревой теории для того, чтобы построить распределение циркуляции для крыла на каком-нибудь угле атаки, пользуясь аналитическим методом последовательных приближений ¹⁾, необходимо 3—4 часа непрерывной вычислительной работы. При чем, при таком количестве арифметических действий, всегда возможны ошибки, которые в свою очередь влекут к новым приближениям, и обнаружение их крайне трудно и отнимает массу времени.

Вот в сущности та отрицательная сторона построения циркуляций по вихревой теории, которую можно уничтожить, проделывая все умножения и сложения графическим путем.

Графический метод позволяет построить циркуляцию для крыла на каком-нибудь угле атаки, сделав 2—3 приближения в 20—30 мин. вместо 3—4 часов, которые необходимы для аналитического метода построения по этой же теории.

При современном развитии, применения в самолетостроении крыльев, комбинированных из различных профилей и произвольных очертаний в плане, пользование этой теорией, при расчетах самолетов, становится все более и более необходимым, так, например: при комбинированных крыльях схема раздачи нагрузки по размаху нормами прочности быть предвидена не может, и поэтому для каждого отдельного случая необходимо знать истинное распределение циркуляции, что графический метод позволяет быстро определить. Кроме того, при просчете крыльев на кручение необходимо точно знать центр парус-

¹⁾ Б. Н. Юрьев. Определение аэродинам. свойств крыльев произвольного очертания в плане. Вестник Возд. Флота, № 2, 1923 г. Б. Н. Юрьев. Индуктивное сопротивление крыльев аэроплана. Труды ЦАГИ, вып. 26, стр. 63. 1926 г.

ности каждого сечения, который зависит от скоса потока на данном сечении. Для этого опять-таки необходимо знать истинное распределение циркуляции по размаху.

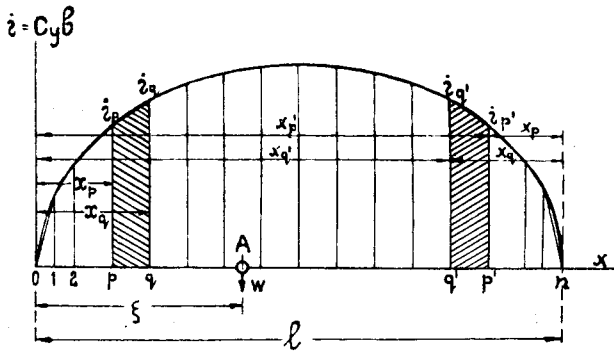
По вихревой теории вертикальная скорость в точке A (фиг. 1), вызванная действием элемента dx , находящегося на расстоянии $x-\xi$ будет от нее,

$$d\omega = \frac{1}{4\pi} \cdot \frac{di}{dx} \cdot \frac{dx}{x-\xi}, \quad (1)$$

а полная скорость, вызванная действием всех элементов крыла,

$$\omega_A = \frac{1}{4\pi} \int_0^l \frac{di}{dx} \frac{dx}{x-\xi}, \quad (2)$$

где x и ξ есть расстояния элемента и точки A от начала координат (конца крыла).



Фиг. 1.

Разбивая крыло на n участков (фиг. 1) и заменяя кривую i ломаной линией, получаем для каждого элемента значение

$$\frac{di}{dx} = \frac{i_q - i_p}{x_q - x_p} = a_{pq} \quad (3)$$

и скорость в точке A , вызванную этим элементом, по формуле (2)

$$\omega_{pq} = \frac{1}{4\pi} \int_p^q \frac{di}{dx} \frac{dx}{x-\xi} = \frac{a_{pq}}{4\pi} \ln \frac{x_q - \xi}{x_p - \xi}. \quad (4)$$

Полная же скорость ω_A , выразится как сумма всех скоростей ω_{pq} , вызванных отдельными элементами крыла.

Замечая, что

$$a_{pq} = -a_{p'q'}$$

и что

$$x_{q'} = l - x_q \text{ и } x_{p'} = l - x_p,$$

где l —размах крыла, получим

$$\omega_{pq} + \omega_{p'q'} = \frac{1}{4\pi} a_{pq} \ln \frac{(x_q - \xi)(l - x_q - \xi)}{(x_p - \xi)(l - x_p - \xi)}. \quad (7)$$

Или, беря десятичные логарифмы и подставляя значение α_{pq} , имеем:

$$w_{pq} + w_{p'q'} = \frac{2,3}{4\pi} \cdot \frac{i_q - i_p}{x_q - x_p} \cdot \lg \frac{(x_q - \xi)(l - x_p - \xi)}{(x_p - \xi)(l - x_q - \xi)} = B (i_q + i_p). \quad (8)$$

Тогда полная вертикальная скорость в точке A будет

$$w_A = \sum_0^{l/2} B (i_q - i_p), \quad (9)$$

а угол скоса потока в градусах

$$\Delta\alpha^\circ_A = \sum_0^{l/2} \frac{B \cdot 57,3}{V} (i_q - i_p) = \sum_0^{l/2} A (i_q - i_p), \quad (10)$$

где

$$A = \frac{2,3 \cdot 57,3}{4\pi V (x_q - x_p)} \lg \frac{(x_q - \xi)(x_q - l - \xi)}{(x_p - \xi)(x_p - l - \xi)}.$$

Как показали проделанные расчеты, для построения циркуляции по размаху, пользуясь этим методом, необходимо и достаточно определить скос потока только в четырех сечениях полуразмаха, а именно в точках №№ 3, 5, 7 и 11 (фиг. 2).

Для этих точек вычислены значения коэффициента A , разбивая полуразмах на элементы так, как показано на фиг. 2 и принимая $V=1$ м/сек. и $l=1$ м. В таблице I приведены полученные результаты.

Т а б л и ц а I.

Участки	Точка № 3	Точка № 5	Точка № 7	Точка № 11
1	— 78,9	— 33,9	— 24,1	— 18,8
2	— 132,0	— 39,2	— 26,0	— 19,7
3	— 5,44	— 52,5	— 30,1	— 21,4
4	+ 94,2	— 106,0	— 38,3	— 24,4
5	40,5	— 7,2	— 54,9	— 28,3
6	24,1	+ 92,0	— 109,2	— 33,5
7	15,72	38,1	— 10,1	— 41,0
8	10,55	21,5	+ 88,8	— 53,4
9	6,88	12,8	33,4	— 77,1
10	3,96	6,9	15,4	— 147,5
11	1,26	2,2	4,7	— 100,0

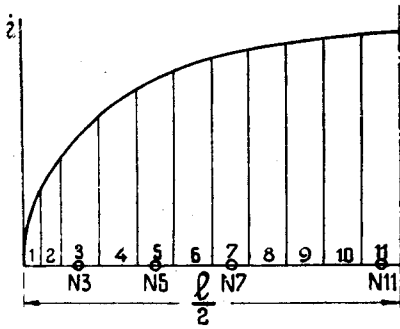
По этой таблице строим графики, дающие зависимость между $\Delta i = i_q - i_p$ и $\Delta\alpha^\circ$ в вышеперечисленных точках, при действии на них каждой пары симметричных элементов крыла в отдельности.

Для этого по оси ординат откладываем значения Δi в том же масштабе i , что и на фиг. 2, а по оси абсцисс $\Delta\alpha^\circ$. Затем, взяв у какой-нибудь точки, например, № 5, значение A для первого участка, и умножая его на различные Δi , будем получать различные

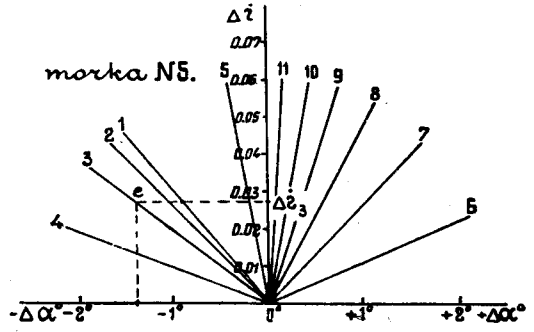
$$\Delta\alpha^\circ_1 = A_1 \Delta i.$$

Как видно, эта зависимость будет линейная и в нашем случае выразится прямой, проходящей через начало координат. Подобным же образом проводим прямую для второго, третьего и т. д. участка.

Получим график точки № 5, дающий зависимость между Δi и $\Delta \alpha^\circ$ для каждого участка крыла. На фиг. 3 представлен такой график для точки № 5, при чем около каждой линии стоит цифра, соответствующая номеру участка крыла, изображенного на фиг. 2. По этому графику легко найти, какой скос потока вызовет любой участок, зная для него Δi . Пусть нас интересует третий участок. Отложив $\Delta i_3 = i_3 - i_2$



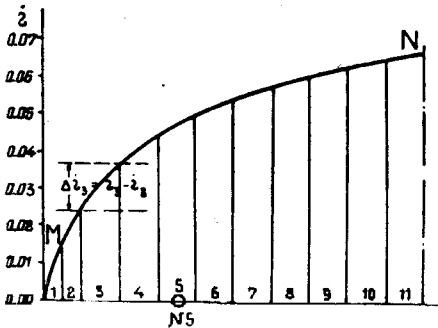
Фиг. 2.



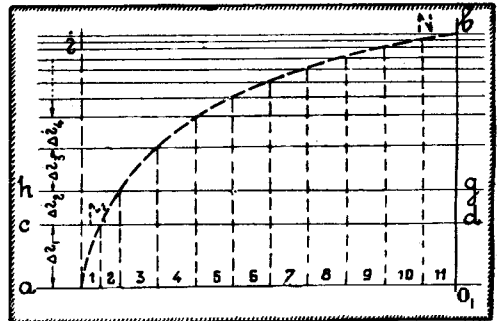
Фиг. 3.

по оси ординат, проводим линию, параллельную оси абсцисс, до пересечения с прямой 0—3 (фиг. 3). Получим точку e . Расстояние точки e от оси ординат, измеренное в масштабе $\Delta \alpha^\circ$, даст нам численное значение угла скоса потока в точке № 5, вызванного действием элементов 3-го и ему симметричного.

Теперь нас интересует: какой скос потока будет в точке № 5 при заданной кривой циркуляции по размаху MN (фиг. 4).



Фиг. 4.



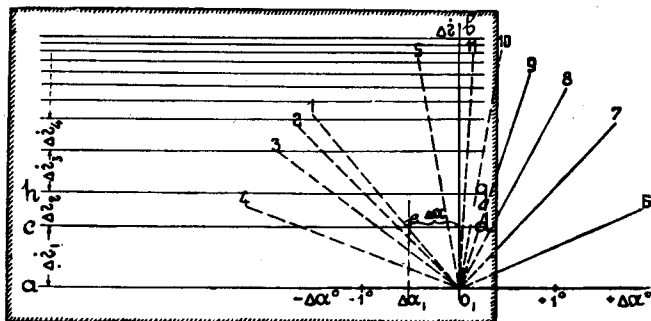
Фиг. 5.

Разбив эту кривую вертикальными линиями так, как показано на фиг. 2, будем иметь для каждого участка

$$\Delta i = i_q - i_p.$$

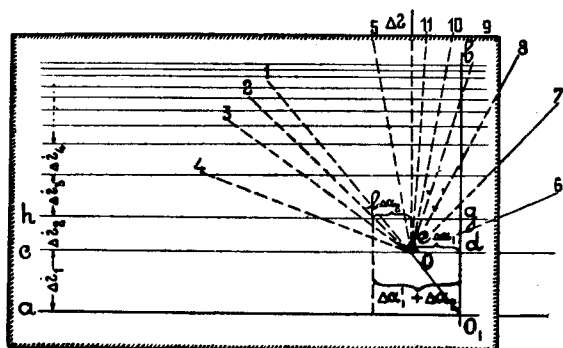
Зная же Δi , по графику можно легко найти скос потока в точке № 5 от каждого участка. Остается их просуммировать, чтобы получить полный скос потока в этой точке. Для этого, наложив лист прозрачной бумаги на нашу кривую, из вершины каждой ординаты проводим линию параллельную оси абсцисс (фиг. 5). Получаем сетку, имеющую

столько же участков, сколько их на полуразмахе; при чем расстояние между соседними прямыми будут как раз Δi для данного участка.



Фиг. 6.

Если теперь эту кальку наложить на фиг. 3 так, чтобы линия O_1a пошла по оси абсцисс графика, а точка O_1 совпала бы с точкой 0 графика,

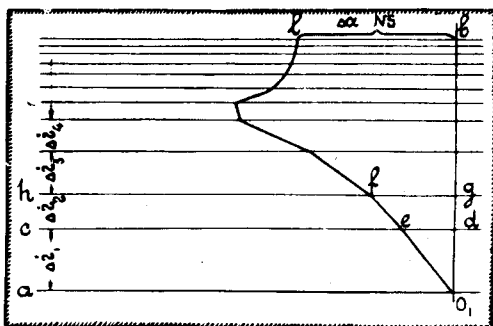


Фиг. 7.

то линия cd пересечется с прямой 0—1 на фиг. 3, в какой-нибудь точке e (фиг. 6). Отрезок de , взятый в масштабе $\Delta\alpha^\circ$ (фиг. 3), будет угол скоса потока в точке № 5, вызванный действием первого участка. Далее перемещаем кальку так, чтобы точка e совпала с точкой 0 графика, а прямая cd с осью абсцисс (фиг. 7).

Пересечение линии hg с прямой 0—2 даст нам точку f . При чем отрезок fg уже будет суммарный скос потока $\Delta\alpha_1^\circ + \Delta\alpha_2^\circ$, вызванный действием 1-го и 2-го участка.

Точка f даст нам новое положение точки 0 (фиг. 3), и т. д. Этот процесс продолжаем до тех пор, пока не просуммируем действие всех элементов на точку № 5. Получаем последнюю точку l (фиг. 8). Измерив расстояние ее от оси O_1b , найдем суммарный скос потока в точке № 5, вызванный влиянием всего крыла.



Фиг. 8.

Как увидим ниже, при построении циркуляции по размаху нет надобности в численном определении скоса потока, а достаточно его иметь в том виде, в каком он представлен на фиг. 8.

Затем, имея C_{y_0} по α (при $\lambda = \infty$), строим для этого сечения крыла

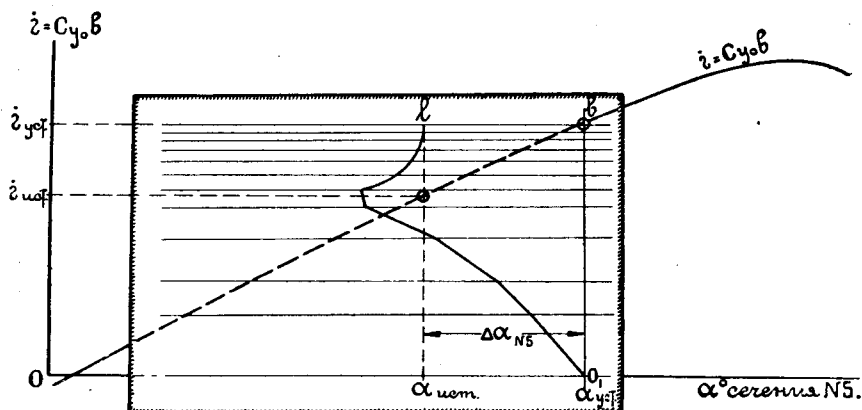
$$i = C_{y_0} b$$

(b —хорда крыла в долях размаха) по углам атаки α° (фиг. 9). При чем масштаб i должен быть равен масштабу i на фиг. 3 и 4, а масштаб $\Delta\alpha^\circ$ —масштабу фиг. 3.

Зная установочный угол атаки этого сечения крыла, находим по фиг. 9 i —установочную. Но, так как на самом деле это сечение крыла будет работать не под углом $\alpha_{устн}$, а под углом

$$\alpha_{ист} = \alpha_{уст} - \Delta\alpha,$$

то и циркуляция в этой точке будет не i —установочная, а i —истинная, соответствующая истинному углу атаки. Нахождение истинной цирку-



Фиг. 9.

ляции на данном сечении можно свести к простому накладыванию фиг. 8 на график, дающий зависимость i по α° , как это и изображено на фиг. 9.

Самый процесс построения циркуляции по размаху производится путем приближений.

Зная очертание крыла в плане, профиля на разных сечениях, а также и углы установки (хотя бы относительно хорды среднего профиля), строим установочную циркуляцию по размаху, для какого-нибудь угла атаки крыла (фиг. 17).

Затем, задавшись какой-нибудь кривой циркуляции по размаху, определяем i —истинное для сечений 3, 5, 7 и 9. Получаем точки, помеченные кружками на фиг. 17. Как видим, точки не попали на заданную кривую, следовательно, мы задались циркуляцией неправильно. Задаемся вторично средней между первоначально заданной и полученной кривой. Проверяем ее, находя i —истинную для нее. В нашем примере полученные точки (\bigcirc) практически легли на вторую заданную кривую. Следовательно, кривой мы задались верно, и ее можно принять за действительную кривую распределения циркуляции по раз-

маху. Обычно после двух-трех приближений точки ложатся на заданную кривую и процесс приближений прекращается, остановившись на последней кривой. На фиг. 10, 11, 12 и 13 даны графики для определения скоса потока в точках №№ 3, 5, 7 и 11 крыла, изображенного на фиг. 2. Так как нам важны отношения $\frac{\Delta i}{\Delta x^\circ}$, а не их абсолютные значения, то на фиг. 10, 11, 12 и 13 даны несколько пар масштабов.

При вычислении коэффициента A мы принимали на всех участках прямолинейный закон распределения циркуляции. На самом деле на первом и третьем участках это допущение не совсем хорошо сходится с действительностью, и вследствие этого, при определении скоса потока от этих участков по вышеприведенным графикам, мы делали некоторую погрешность. Так, например, при определении скоса потока у крыла с эллиптическим законом распределения циркуляции по размаху, мы получим в точках №№ 3 и 5 преуменьшенное значение скоса потока, вычисленного по формуле. В точке № 7 уменьшение скоса потока будет лежать в пределах точности построения кривой O_1I , (фиг. 8), и в точке № 11 эта погрешность становится исчезающе мала. Для того, чтобы исправить эту маленькую погрешность, рассуждаем следующим образом: на точку № 3 оказывает сильное влияние первый участок, влияние же участка, непосредственно над ним находящегося, равно нулю, а симметричного ему ничтожно из-за его дальности. Следовательно для того, чтобы получить в точке № 3 скос потока такой же, как и в точках №№ 7 и 11, необходимо изменить степень влияния первого участка. Это равносильно изменению наклона прямой 0—1 графика точки № 3.

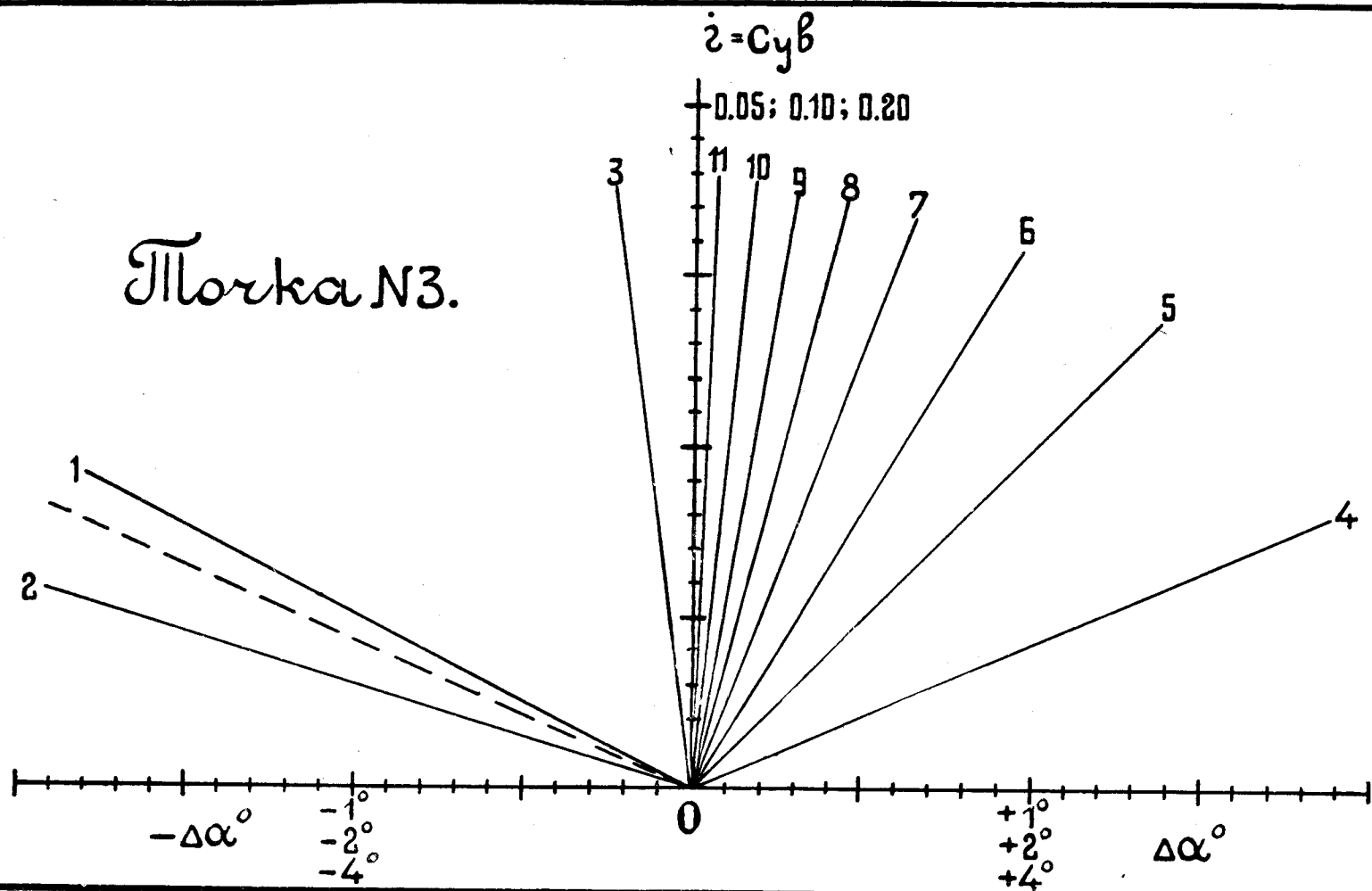
На точку № 5 участок первый и третий по своему влиянию приблизительно равноценны и поэтому здесь необходимо для уничтожения погрешности изменить наклон как у первого, так и у третьего участка (прямые 0—1 и 0—3 на графике точки № 5) (фиг. 11). На графиках точек №№ 3 и 5 эти исправления нанесены пунктирными линиями.

Пример на построение циркуляции по размаху пользуясь графическим методом.

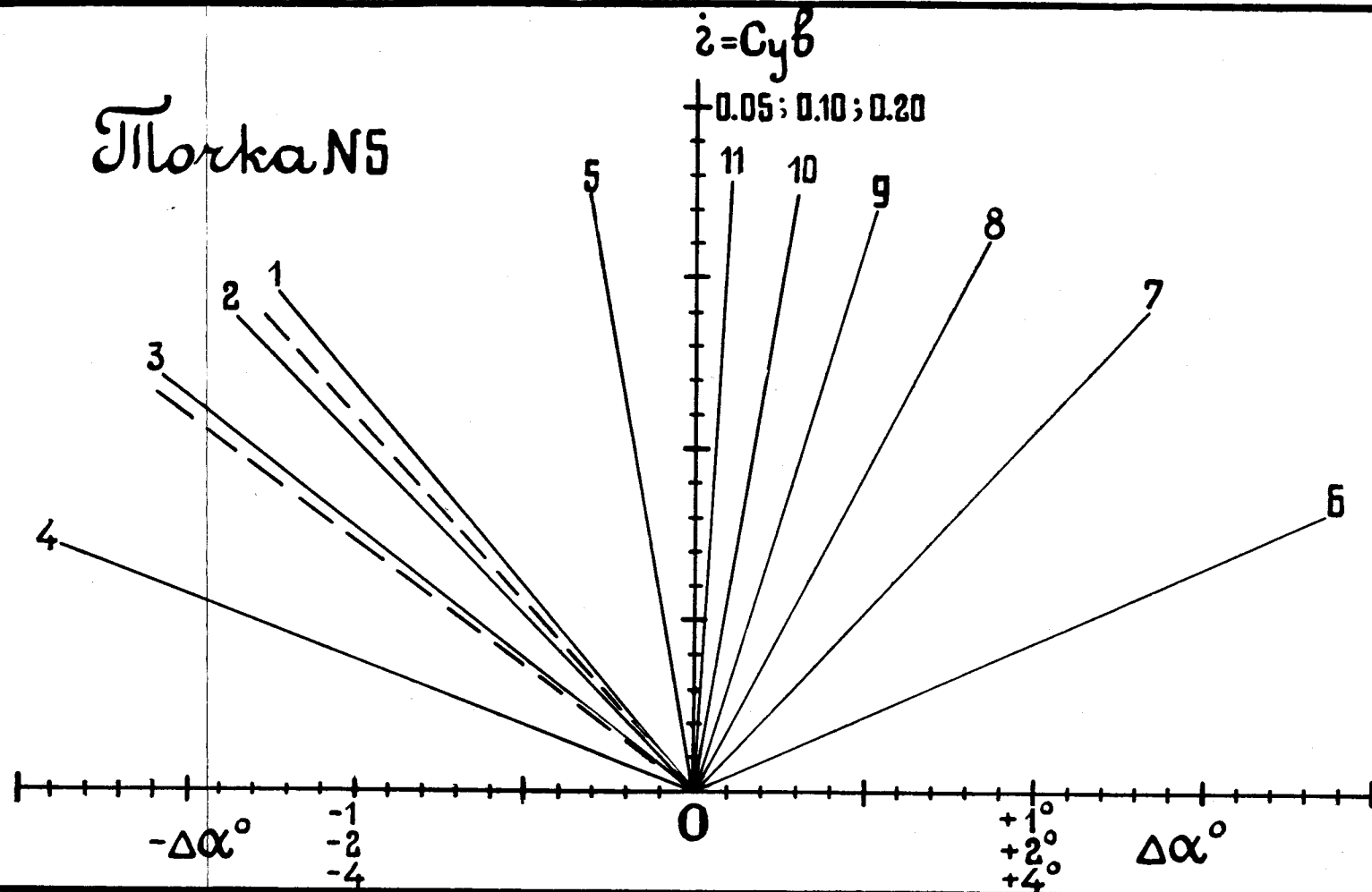
Пусть нам необходимо найти распределение циркуляции по размаху для крыла, изображенного на фиг. 14, при различных углах атаки. Это крыло имеет, кроме переменной хорды по размаху, переменный профиль.

Для построения циркуляции по размаху, пользуясь этим методом, необходимо знать C_{y_0} по α° при $\lambda = \infty$, в четырех точках полукрыла, а именно, как указывалось уже выше, в точках №№ 3, 5, 7 и 11 (фиг. 2). В том случае если у нас скомбинировано крыло так, что в требуемых сечениях находятся профили переходные, для которых характеристики C_{y_0} по α° неизвестны, можно с достаточной для расчета точностью принять для них значения C_{y_0} по α° промежуточные. Пусть

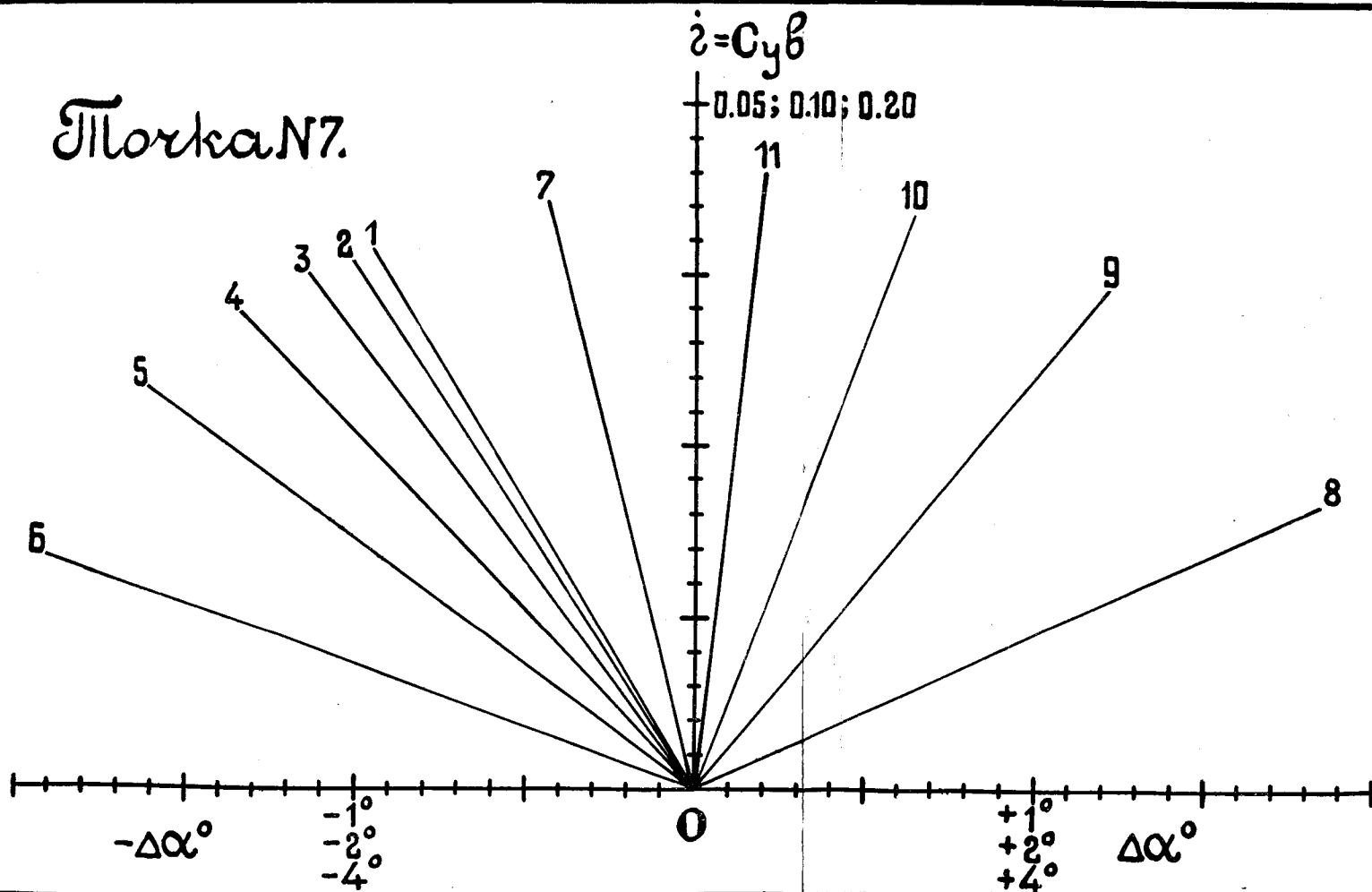
Плоскость N3.



Тлорка NS



Плоскость N7.

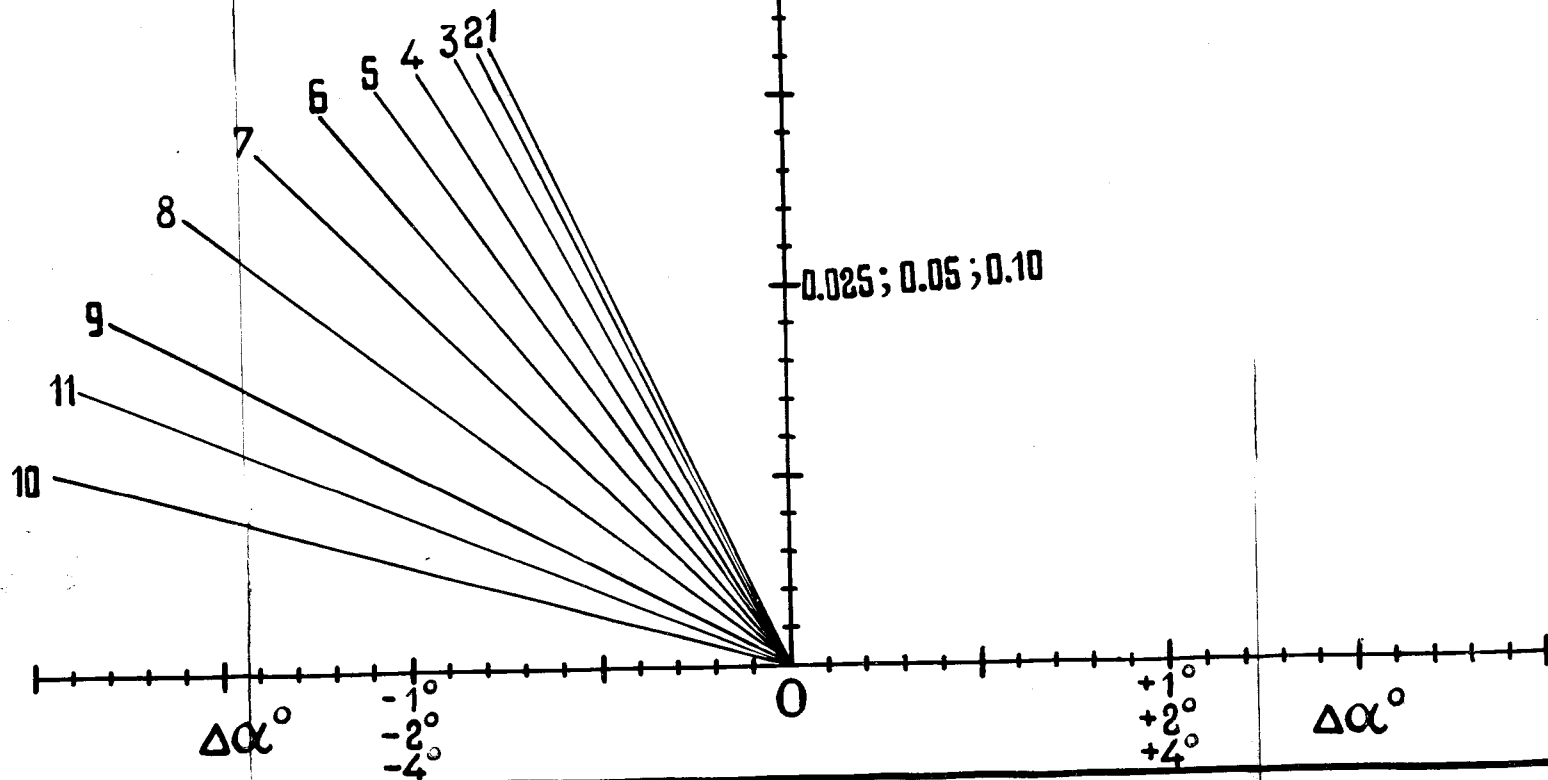


Порка N11.

$$\dot{z} = C_y \beta$$

0.05; 0.10; 0.20

0.025; 0.05; 0.10

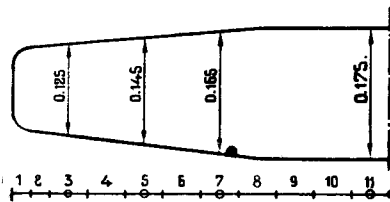


Фиг. 13.

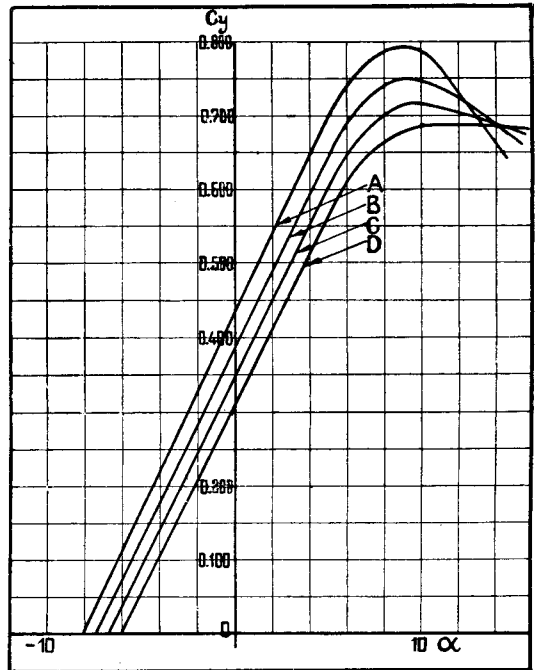
в нашем крыле в средней части с точки № 11 по точку № 8 стоит один и тот же профиль *A*; в точке № 6—профиль *B*, в точке № 4—профиль *C* и, наконец, на границе сечения №№ 1 и 2—профиль *D*. Характеристики этих профилей приведены на фиг. 15. Чтобы получить характеристики C_y по α° в необходимых для расчета сечениях крыла, воспользуемся следующим приемом.

Строим гамак C_y по α° , растягивая его по сечениям полуразмаха¹⁾.

Для этого берем кальку; на ней проводим оси координат. По оси ординат наносим масштаб C_y с фиг. 15, а по оси абсцисс номер сечения полуразмаха с фиг. 14. Затем накладываем эту кальку на фиг. 15 так, чтобы сечение № 11, нанесенное на оси абсцисс кальки, легло в начале координат фиг. 15, и копируем кривую *A*. Затем перемещаем кальку так, чтобы начало координат фиг. 15 попало под сеч. № 8, и копируем опять кривую *A*. Кривую *B* копируем над сечением № 6; кривую *C* над сечением № 4 и т. д., при чем следует отмечать на ко-



Фиг. 14.



Фиг. 15.

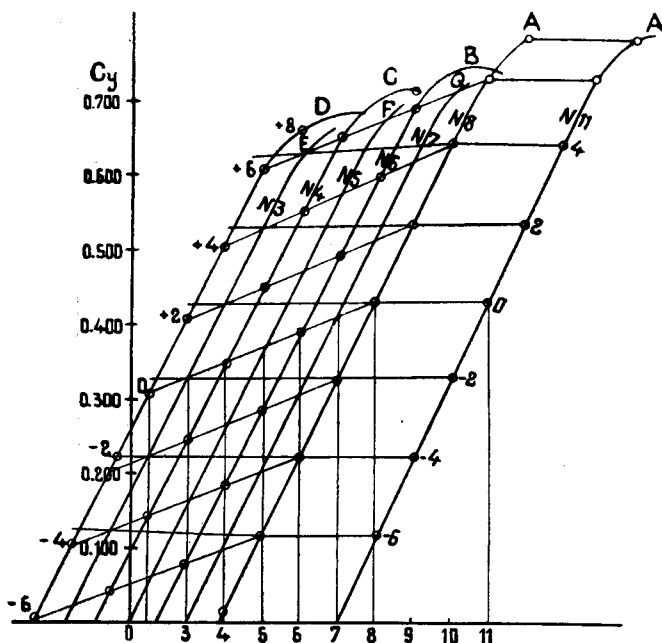
пируемых кривых углы атаки. Получаем ряд кривых C_y по α° , смещенных по сечениям фиг. 14. Чтобы получить характеристики C_y по α° в интересующих нас сечениях, интерполируем между имеющихся характеристик, учитывая положение интересующего нас сечения, по отношению к другим. Получаем кривые *E*, *F* и *G* фиг. 16. Если соединим кривыми точки, с одинаковыми углами атаки кривых *A*, *B*, *C* и *D*, то этим самым мы найдем углы атаки на кривых интересующих нас сечений.

Имея таким образом характеристики необходимых для расчета сечений, переходим к построению на каком-нибудь угле атаки крыла „установочной“ циркуляции, т.е. циркуляции, которая была бы у крыла, если бы не было скоса потока и все сечения работали бы

¹⁾ О гамаках см. В. Ветчинкин, С. Каменев, Н. Ченцов. Динамика полетов. Труды ЦАГИ. Вып. 26.

под теми углами атаки, под которыми они находятся по отношению к направлению движения.

Если у нас крыло не закручено, т.-е. хорды всех сечений параллельны, то установочную циркуляцию на данном сечении находим прямым умножением C_{y_0} при заданном угле атаки на этом сечении на хорду. При этом надо помнить, что скорость V мы принимаем $= 1$ и размах крыла $l = 1$, так что хорда любого сечения выражается в долях размаха крыла.



Фиг. 16.

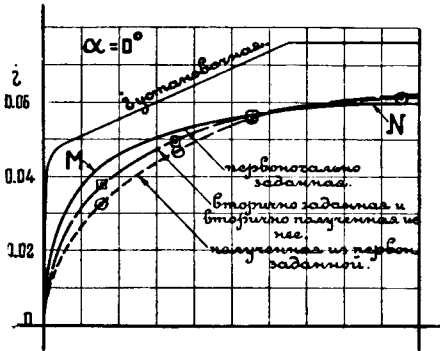
В случае закрученного крыла, соединяем на фиг. 16 кривые C_y не по одинаковым углам атаки, как это делали раньше, а по тем углам, под которыми каждое сечение будет работать при заданном угле установки хотя бы среднего сечения.

Пусть в нашем случае крыло закручено относительно средней части крыла; а именно: профиль сечения № 3 находится под углом атаки на 2° большем, нежели профиль сечения № 8. Соединяем прямые углы, нанесенные на характеристиках сечения № 8 и № 3, которые будут работать одновременно. Тогда получаем, что сечение № 5 закручено относительно того же сечения № 8 на $1,2^\circ$, а сечение № 7 на $0,4^\circ$. Такое закручивание не является обязательным и приводится здесь только как частный случай.

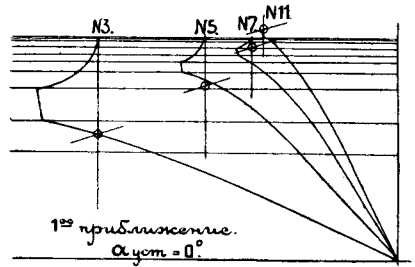
Зная теперь распределение коэффициента подъемной силы вдоль размаха при любом угле атаки крыла, можно построить установочную циркуляцию. Условимся считать за углы атаки крыла углы атаки его среднего сечения. Тогда при 0° получим распределение установочной циркуляции по размаху для нашего крыла такое, как

оно изображено на фиг. 17. На ней по оси абсцисс написаны сечения крыла, а по оси ординат, один из масштабов циркуляции i , нанесенный на графиках точек №№ 3, 5, 7 и 11.

Затем задаемся какой-нибудь кривой распределения циркуляции, которая в общем случае должна лежать ниже кривой установочной циркуляции. Кривая MN на фиг. 17. Для этой кривой ищем скосы потока в точках №№ 3, 5, 7 и 11 по графикам этих точек. Прием отыскивания скоса потока в этих точках подробно был описан выше.

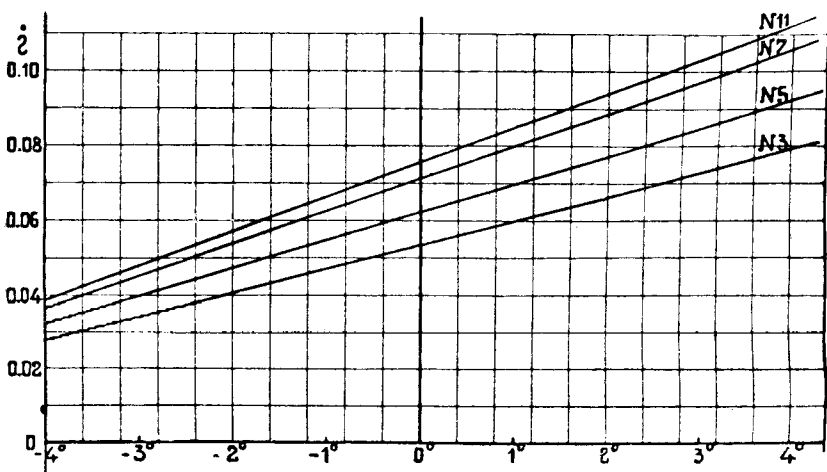


Фиг. 17.



Фиг. 18.

Получаем ломаные линии № 3, № 5, № 7 и № 11, изображенные на фиг. 18. Построив затем по углам атаки крыла, а не сечения, циркуляцию для сечений крыла №№ 3, 5, 7 и 11 фиг. 19; накладываем кальку со скосами потока на фиг. 19 так, чтобы начало координат

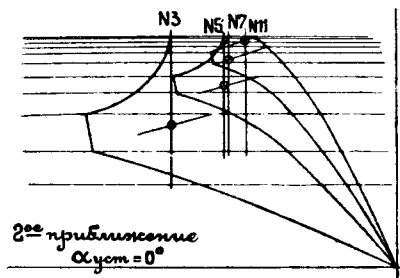


Фиг. 19.

кальки—0 легло в заданный угол установки крыла, в данном случае в 0° . Тогда найдем истинную циркуляцию на этих сечениях как пересечение вертикалей кальки №№ 3, № 5, № 7 и № 11 с соответствующими характеристиками сечений, i по α° . Означенные пересечения замечаем точкой \odot на кальке, при чем надо следить, чтобы ось

абсцисс кальки не съехала с оси абсцисс фиг. 19. Затем переносим кальку на фиг. 17 и отмечаем на ней полученные точки накалыванием с кальки. Масштабы циркуляций на фиг. № 17 и 19 должны быть равны. Полученные точки соединяем прерывистой кривой (фиг. 17).

Мы видим, что циркуляцией задались неверно. Задаемся вторично кривой, лежащей между первоначально заданной и из нее полученной. Для этой кривой точно так же находим скосы потока, фиг. 20. После нанесения вторично полученных точек \square на фиг. 17



Фиг. 20.

видим, что эти точки почти точно легли на вторично заданную кривую.

Исправляя маленькие неточности кривой распределения циркуляции, заданной вторично, можно остановиться на ней без дальнейшей проверки.

Зная распределение циркуляции, не трудно найти все интересующие нас величины, а именно: коэффициент подъемной силы для всего крыла, сопротивление индуктивное и профильное, скос потока для любого сечения в отдельности и всего крыла в целом, распределение нагрузки на лонжероны по крылу и целый ряд других. Приемы нахождения всех этих величин подробно разобраны в статьях Б. Н. Юрьева „Определение аэродинамических свойств крыльев произвольного очертания в плане“. Вестник Возд. Флота № 2, 1923 г. и „Индуктивное сопротивление крыльев аэроплана“. Труды ЦАГИ вып. 20, 1926 г., а также в предыдущей статье А. В. Чесалова „Построение поляры Лилиенталя монопланного крыла произвольной формы“.

Октябрь 1926 г.

Построение высотной характеристики винто-моторной группы.

А. В. Чесалов.

Построение высотной характеристики винто-моторной группы можно разбить на два следующих элемента:

1) определение высотной характеристики мотора (т.-е. изменения эффективной мощности мотора в зависимости от числа оборотов на нескольких желаемых высотах) по данным испытания мотора на земле или высотной камере;

2) сочетание высотной характеристики мотора с характеристиками винта.

Когда идет речь только о самолете (кроме мотора), например, вопрос об изменении с высотой мощности, потребной для полета самолета на каком-нибудь режиме, то мы считаем, что это изменение является лишь функцией плотности воздуха, независимо от того, за счет чего изменяется эта плотность—за счет ли изменения давления или же за счет изменения температуры. Изменение же мощности авиационного мотора с высотой, как показывают американские исследования¹⁾, является функцией двух переменных—давления и температуры окружающего воздуха, и в данном случае необходимо уметь это учитывать.

В заводской практике могут встретиться случаи, требующие умения пересчитывать опытные высотные характеристики моторов с какой-нибудь стандартной атмосферы на международную или обратно, а также приведения испытаний мотора, произведенных в высотной камере при постоянной температуре, к условиям международной стандартной атмосферы. Поэтому, прежде чем говорить об изменении мощности мотора в условиях международной стандартной атмосферы, мы останавливаем наше внимание на вопросе изменения мощности мотора: во-первых—в зависимости от давления при постоянной температуре и числе оборотов и, во-вторых—в зависимости от изменения температуры при постоянном давлении и числе оборотов. Кроме того, для большей ясности нами рассматривается отдельно способ пересчета или, вернее, перехода от одних атмосферных условий к другим.

О подборе винта к самолету здесь говориться не будет—винт считается уже выбранным и его характеристики известны.

¹⁾ Report № 171. National Advisory Committee for Aeronautics. Washington.

§ 1. Изменение эффективной мощности мотора с изменением давления.

Вопрос об изменении эффективной мощности мотора с изменением давления при постоянной температуре и при постоянном числе оборотов изучался в Америке¹⁾, где было проделано большое количество опытов. Этими экспериментальными исследованиями было обнаружено, что для постоянного числа оборотов при постоянной температуре воздуха эффективная мощность мотора изменяется пропорционально изменению давления в степени 1,15, т.-е.

$$\frac{N_z}{N_0} = \left(\frac{p_z}{p_0} \right)^{1,15}, \quad (1)$$

где N_z —эффективная мощность мотора, соответствующая давлению p_z , а N_0 —эффективная мощность при давлении p_0 .

Испытания моторов, подтвердившие эту закономерность, были произведены в пределах изменения давления вполне охватывающих диапазон давлений, могущих встретиться на практике.

§ 2. Изменение эффективной мощности мотора с изменением температуры.

Испытания авиационных моторов в высотных камерах производятся при изменяющемся давлении, но при постоянной температуре, что не соответствует условиям международной стандартной атмосферы, и для приведения к ней данных испытаний в высотной камере необходимо знать закон изменения эффективной мощности мотора с изменением температуры.

В одном из американских репортов²⁾ была приведена экспериментальная формула, которой этот закон изменения мощности мотора с изменением температуры был уловлен довольно хорошо. Если через N_{t_2} обозначить эффективную мощность мотора при температуре t_2 градусов Цельсия; через N_{t_1} —эффективную мощность при температуре t_1 °С, то изменение эффективной мощности мотора при постоянном давлении воздуха и числе оборотов мотора можно учитывать по этой формуле. Она имеет вид:

$$\frac{N_{t_2}}{N_{t_1}} = \frac{529 + t_1}{529 + t_2}. \quad (2)$$

Позднейшие американские экспериментальные исследования³⁾ показали, что изменение эффективной мощности мотора с изменением температуры подводящего воздуха при постоянном давлении и числе оборотов обратно пропорционально корню квадратному из абсолютных температур.

¹⁾ Report № 171. N. A. C. A.

²⁾ Report № 45. N. A. C. A.

³⁾ Report №№ 171 и 190. N. A. C. A.

Если принять предыдущие обозначения, то можно написать

$$\frac{N_{t_2}}{N_{t_1}} = \sqrt{\frac{273 + t_1}{273 + t_2}}. \quad (3)$$

Эта формула была проверена путем испытания ряда моторов и дала вполне удовлетворительные результаты во всех практических пределах изменения температуры.

Следует также отметить, что во всех практических пределах изменения температуры, формулы (2) и (3) дают совершенно одинаковые результаты, так что при пересчетах можно с одинаковым успехом пользоваться как той, так и другой.

§ 3. Пересчет эффективной мощности с одних атмосферных условий на другие.

Надобность в таких пересчетах может быть в следующих случаях.

а) Высотная характеристика мотора приведена не к международной стандартной атмосфере, а к какой-либо другой ¹⁾, и требуется произвести пересчет с этой атмосферы на международную.

б) По испытанию в высотной камере характеристика мотора дана при постоянной температуре и требуется привести эту характеристику к международной стандартной атмосфере.

г) Испытание мотора было произведено в воздухе в атмосферных условиях, отличающихся от условий международной стандартной атмосферы и нужно привести результаты этих испытаний к международной стандартной атмосфере.

Для пересчета эффективной мощности мотора с одних атмосферных условий на другие, во всех вышеуказанных случаях могущих встретиться на практике, необходимо прежде всего знать давление и температуру воздуха.

Если давление воздуха непосредственно в единицах давления не дается, то обыкновенно бывают все же известны весовая плотность и температура воздуха, которые по уравнению Клапейрона определяют давление. Например, если γ — вес куб. метра воздуха; T — абсолютная температура в °C; $R = 29,27$ — характеристическая постоянная для воздуха, то давление в кг/м² выразится так:

$$p = RT\gamma. \quad (4)$$

Когда высотная характеристика мотора приведена не к международной стандартной атмосфере, а к какой-нибудь другой, и давление и температура воздуха не указаны, то их следует брать из таблиц этой атмосферы.

¹⁾ Например, англичане до сих пор часто пользуются своей английской стандартной атмосферой, отличающейся от международной.

Для нас бóльший интерес представляет приведение высотной характеристики мотора к международной стандартной атмосфере, а поэтому мы этот вопрос только и рассмотрим.

Изменение давления воздуха с высотой в международной стандартной атмосфере происходит по формуле:

$$\frac{p_z}{p_0} = \left(1 - \frac{z}{44\,300}\right)^{5,256}, \quad (5)$$

где z — высота в м; p_z — давление воздуха в кг/м² на высоте z , а $p_0 = 10\,330$ кг/м² — давление воздуха на уровне моря.

Следовательно, если давление p_z известно, то высота z , соответствующая этому давлению в международной стандартной атмосфере, может быть легко определена по уравнению (5), которое, после небольших преобразований, принимает вид:

$$z = 44\,300 - 7650 p_z^{0,19}. \quad (6)$$

Если теперь ввести поправку на температуру воздуха по формуле (3) или (2), то задачу приведения к стандартным условиям можно считать решенной. Для того, чтобы ввести эту поправку, нужно найти температуру в °С в начальных условиях и в условиях международной стандартной атмосферы. Ее найти не трудно — в международной стандартной атмосфере принято, что с 15°С у земли до высоты 11 000 м температура падает линейно при градиенте 0,0065 и определяется формулой:

$$t_z = 15 - 0,0065 z, \quad (7)$$

где z — высота в метрах.

§ 4. Изменение эффективной мощности мотора с высотой в международной стандартной атмосфере.

Ранее было показано, что эффективная мощность авиационного мотора является функцией давления и температуры окружающего воздуха, которые, в свою очередь, связываются с высотой в международной стандартной атмосфере p -ми (5) и (7). Следовательно, закон изменения эффективной мощности мотора с высотой можно найти аналитически.

Сопоставление формул (6) и (7) после элементарных преобразований дает, что в международной стандартной атмосфере

$$\frac{T_z}{T_0} = \left(\frac{p_z}{p_0}\right)^{0,19}, \quad (8)$$

а так как поправка на температуру дается формулой (3)

$$\frac{N_{T_z}}{N_{T_0}} = \sqrt{\frac{T_0}{T_z}} = \left(\frac{T_z}{T_0}\right)^{-0,50}, \quad (3)$$

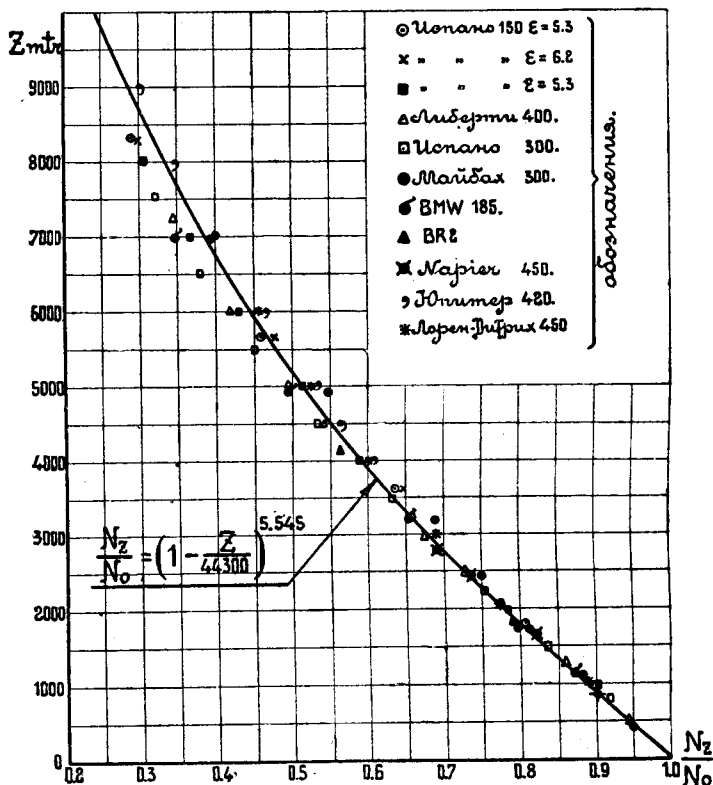
то в международной стандартной атмосфере это равносильно поправке на давление в степени — 0,095, т.е.

$$\frac{N_{T_z}}{N_{T_0}} = \left(\frac{p_z}{p_0}\right)^{-0,095}. \quad (9)$$

Принимая во внимание, что при постоянной температуре эффективная мощность мотора изменяется пропорционально давлению в степени 1,15 и вводя поправку на температуру по формуле (9), окончательно получаем:

$$\frac{N_z}{N_0} = \left(\frac{p_z}{p_0} \right)^{1,055}, \quad (10)$$

т.е. эффективная мощность мотора, работающего в условиях международной стандартной атмосферы, изменяется пропорционально изменению давления в степени 1,055.



Фиг. 1. Изменение эффективной мощности некоторых авиационных моторов с высотой в международной стандартной атмосфере.

При помощи формулы (5) можно связать изменение мощности мотора непосредственно с высотой международной стандартной атмосферы и формула (10) тогда принимает вид:

$$\frac{N_z}{N_0} = \left(1 - \frac{z}{44\,300} \right)^{5,545}. \quad (11)$$

Для того, чтобы проверить эту закономерность изменения мощности мотора с высотой нами было собрано большинство испытаний моторов, произведенных в высотных камерах, а также использовано испытание мотора Нэпир 450, произведенное в воздухе путем снятия

индикаторных диаграмм мотора. После приведения данных испытаний к условиям международной стандартной атмосферы, значения $\frac{N_z}{N_0}$ были нанесены на график ¹⁾ в функции высоты z (фиг. 1). Как видно из фиг. 1, полученные из испытаний точки вполне определяют кривую, построенную по формуле (11). Наибольшее отклонение (в 3,5%) получилось у мотора *BMW 185* на высоте 7 000 м ²⁾.

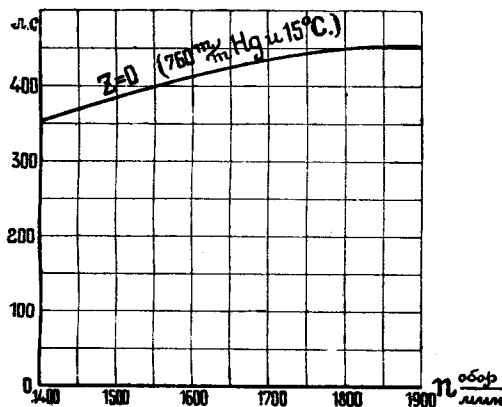
В нижеследующей таблице даны значения $\frac{N_z}{N_0}$ в зависимости от высоты Z .

Z м	0	500	1 000	1 500	2 000	2 500	3 000
$\frac{N_z}{N_0}$	1,000	0,939	0,883	0,826	0,774	0,725	0,678
Z м	3 500	4 000	4 500	5 000	5 500	6 000	6 500
$\frac{N_z}{N_0}$	0,634	0,592	0,552	0,515	0,480	0,446	0,415
Z м	7 000	7 500	8 000	8 500	9 000	9 500	10 000
$\frac{N_z}{N_0}$	0,385	0,357	0,331	0,307	0,284	0,262	0,242

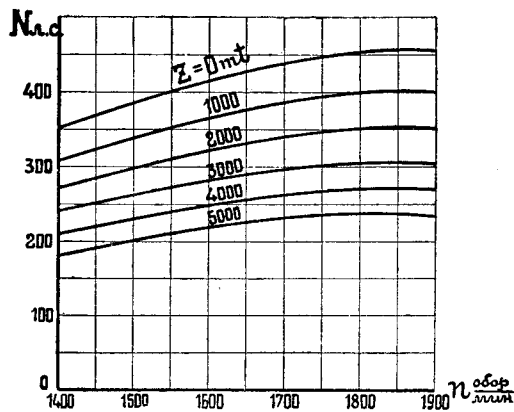
§ 5. Построение высотной характеристики мотора по его земной характеристике.

а) Обыкновенный мотор.

Когда высотная характеристика мотора неизвестна из испытаний в высотной камере, то, как было уже сказано ранее, ее можно построить по формуле (11), исходя из испытаний мотора у земли, т.-е. из его земной характеристики (фиг. 2).



Фиг. 2. Земная характеристика мотора.



Фиг. 3. Высотная характеристика обыкновенного мотора.

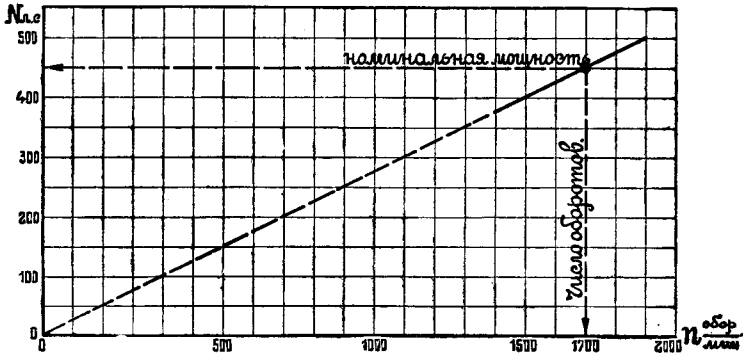
Земной характеристикой обыкновенного невысотного мотора называют изменение эффективной мощности мотора ³⁾ с числами оборотов

¹⁾ Для моторов Юпитер 420 и Лорен-Дитрих 450 взяты данные заводов.

²⁾ Формула (11) будет давать хорошие результаты для моторов, имеющих механический к. п. д. примерно такого же порядка, как у моторов, указанных на фиг. 1.

³⁾ Не следует забывать, что мощность мотора иногда дается не в метрических (л. с. = 75 кгм/сек.), а в английских лош. силах (HP = 76,04 кгм/сек.).

при полном открытии дросселя, при давлении 760 мм Hg и температуре 15° С. В формуле (11) эта мощность обозначена через N_0 . Высотная характеристика невысотного мотора, примерно, имеет вид такой, как на фиг. 3. Если земная характеристика неизвестна, то ее можно построить приближенно по номинальной мощности мотора и, соответ-



Фиг. 4.

ствующему этой мощности, числу оборотов. В таком случае предполагают, что изменение эффективной мощности мотора (в требуемых пределах изменения чисел оборотов) будет пропорционально изменению числа оборотов (фиг. 4).

б) Высотный мотор.

Высотными моторами называют такие моторы, которые до некоторой высоты Z' могут сохранять свою мощность (фиг. 5).

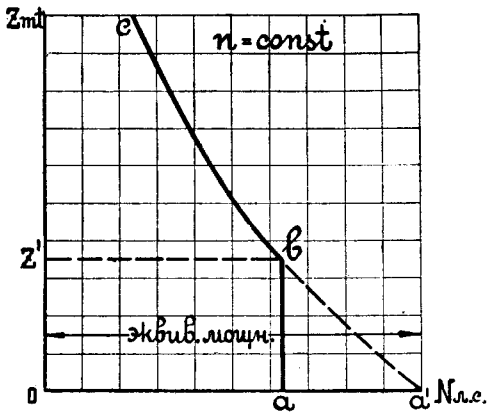
Каждый высотный мотор, независимо от того за счет чего эта „высотность“ осуществляется, за счёт ли повышенной степени сжатия, увеличенных размеров цилиндров, турбо-компрессора или приводного компрессора—до указанной высоты должен работать при неполном открытии дросселя.

Полное открытие дросселя происходит на высоте Z' (фиг. 5).

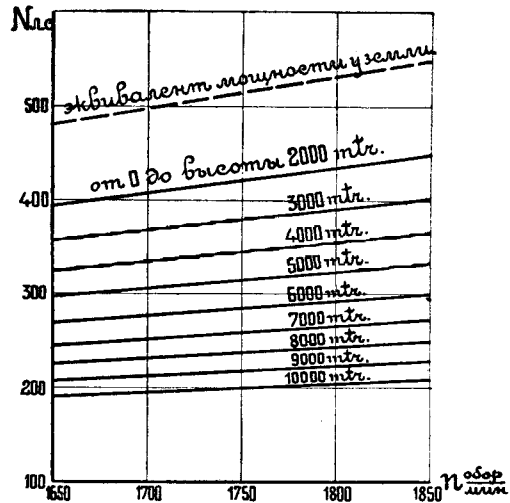
Для того, чтобы предугадать изменение мощности такого мотора на высотах больших чем Z' , кроме земной характеристики, необходимо знать или эту высоту Z' (в международн. ст. атм.) или же так называемую эквивалентную мощность мотора (фиг. 5).

Эквивалентной мощностью или эквивалентом мощности высотного мотора называется та мощность, которую он мог бы развить при полном открытии дросселя близ земли (760 мм Hg и 15° С), при условии отсутствия детонации. На фиг. 5 эта мощность определяется точкой a' . Изменение мощности высотного мотора с высотой при постоянном числе оборотов схематически может быть представлено ломаной abc , при чем участок ab этой ломаной обыкновенно принимается прямолинейным, а участок bc представляет собою часть кривой, построенной по формуле (11) для обыкновенного невысотного мотора с мощностью у земли a' , равной эквивалентной мощности высотного

мотора. Следовательно, построение высотной характеристики высотного мотора сводится к построению характеристики обыкновенного мотора с начальной мощностью α' (фиг. 5).



Фиг. 5. Изменение мощности высотного мотора с высотой в международной стандартной атмосфере.



Фиг. 6. Высотная характеристика мотора Юпитер 420 · $\varepsilon = 6,5$.

На фиг. 6, для примера, изображена высотная характеристика мотора Юпитер 420, имеющего высокую степень сжатия ($\varepsilon = 6,5$).

§ 6. Сочетание характеристики мотора с характеристиками винта.

Когда винт выбирается по логарифмическим графикам какой-нибудь серии испытанных в лаборатории винтов или его характеристики известны в логарифмическом масштабе, то, как нами сказано в статье „Предварительный аэродинамический расчет самолета“, сочетание характеристик винта с характеристикой мотора проще всего делать по способу Рита¹⁾. Во всех же остальных случаях сочетание характеристики винта и мотора удобнее всего производить графо-аналитическим способом, тоже достаточно известным и заключающемся в следующем.

Задаются рядом подходящих значений для характеристики режима полета $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$; по кривым коэффициентов мощности β и к. п. д. винта η (фиг. 7) определяют ряд соответствующих им значений $\beta_1, \beta_2, \beta_3 \dots$ и $\eta_1, \eta_2, \eta_3 \dots$.

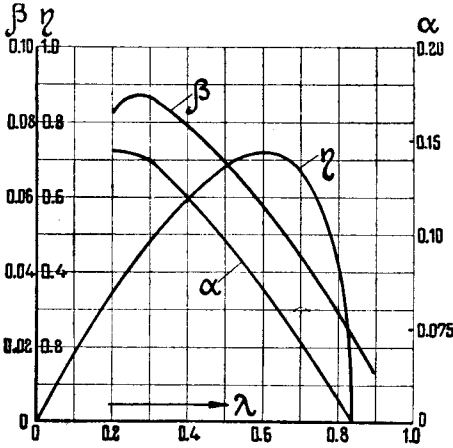
По этим величинам вычисляют требующуюся для винта мощность N_b , которая для каждого значения $\lambda = \frac{V}{n_s D}$ будет равна:

$$N_b = \frac{\rho \cdot \beta}{75} D^5 n_s^3 = \text{const} \cdot n_s^3, \quad (12)$$

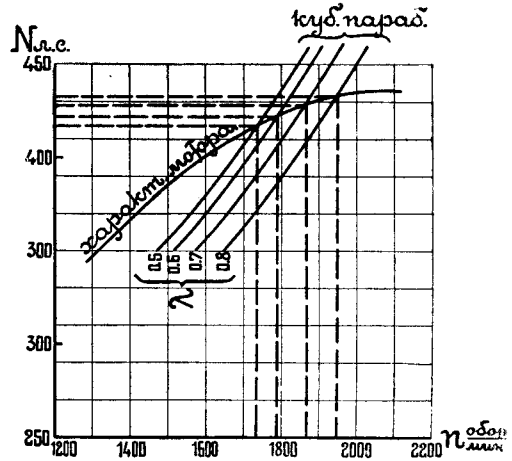
¹⁾ Способ Рита подробно описан в книге Б. Н. Юрьева. Воздушные гребные винты (пропеллеры). Труды ЦАГИ. Вып. 10.

где $\rho = \frac{\gamma}{g}$ — плотность воздуха; D — диаметр винта в м; n_s — число оборотов в секунду.

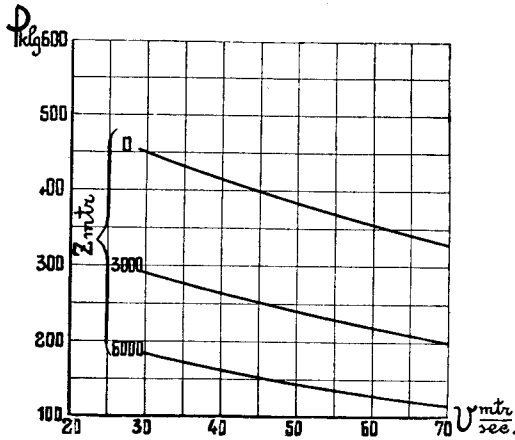
Построив по ф-ле (12) несколько кубических парабол мощности для различных режимов винта λ на том же графике, где изображена характеристика мотора (фиг. 8), — в пересечении этих парабол с характеристикой мотора находят числа оборотов и мощности, развиваемые



Фиг. 7. Нормальные характеристики винта.



Фиг. 8.



Фиг. 9. Характеристика винтомоторной группы.

всей винто-моторной группой при различных λ . Зная же n_s , D , λ , η и N , находят сначала скорости полета:

$$V_1 = \lambda_1 n_{s_1} D; V_2 = \lambda_2 n_{s_2} D; V_3 = \lambda_3 n_{s_3} D \text{ и т. д.}$$

и соответствующие этим скоростям тяги, развиваемые винто-моторной группой

$$\Phi_1 = \eta_1 \frac{N_1 75}{V_1}; \Phi_2 = \eta_2 \frac{N_2 75}{V_2}; \Phi_3 = \eta_3 \frac{N_3 75}{V_3} \text{ и т. д.,}$$

которые и определяют требуемые кривые тяг (фиг. 9).

Для построения характеристики винто-моторной группы на высоте следует брать вместо характеристики мотора у земли его высотные характеристики, но только изменять мощности, потребляемые винтом пропорционально относительной плотности воздуха Δ , значения которой следует брать из международной стандартной атмосферы или же вычислять по формуле

$$\Delta = \left(1 - \frac{Z}{44\,300}\right)^{4,256}. \quad (13)$$

Характеристика винто-моторной группы, построенная для нескольких высот в координатах тяги и скорости, будет иметь примерно вид, изображенный на фиг. 9.

Апрель 1927 г.

Предварительный аэродинамический расчет самолета.

А. В. Чесалов.

Излагаемый здесь предварительный аэродинамический расчет самолета рассматривает найденный диапазон размеров уже при индивидуальных особенностях подходящих в конструктивном отношении дужек и позволяет окончательно остановиться на одном из наиболее выгодных для данного задания вариантов.

При пользовании этим методом приходится строить характеристику винто-моторной группы и вести все расчеты, как в окончательном аэродинамическом расчете, с той только разницей, что учет вредных сопротивлений здесь производится приближенным подсчетом по коэффициентам и площадям отдельных деталей, а не из продувки всей модели самолета. Кроме того, и поляра коробки крыльев, как бы она сложна ни была, строится теоретически.

Определение веса конструкции, которое до сих пор производилось эмпирическими формулами, во многих случаях теперь недостаточно, и до тех пор, пока не будут найдены более точные формулы, при определении веса машины следует опираться на надежную статистику или же предыдущий опыт.

Настоящий метод, который до сих пор у нас считался окончательным, многим может показаться слишком кропотливым, чтобы пользоваться им при решении задачи о размерах самолета, но практика самолетостроения показывает, что правильное решение задачи о размерах самолета всегда окупает и окупит затраченное на расчет время.

Расчет удобно производить в порядке нижеследующих параграфов.

§ 1. Построение поляры Лилиенталя коробки крыльев самолета.

В большинстве случаев конструкция самолета (моноплан, биплан или полутороплан) обуславливается не аэродинамической выгодностью того или другого типа, а другими факторами, например: маневренностью машины, хорошим обзором, предельным габаритом и т. д., так что, когда конструктор подходит к окончательному разрешению задачи о размерах самолета—конструкция машины обычно бывает уже достаточно выявленной.

Для определения выгодных для данного задания размеров самолета и профилей крыльев необходимо прежде всего иметь поляры коробки крыльев для нескольких подходящих дужек.

Если проектируемая машина будет монопланом, у которого во всех сечениях постоянный профиль и угол установки, то поляра крыла находится простым пересчетом на соответствующий относительный размах и форму крыльев по формулам¹⁾:

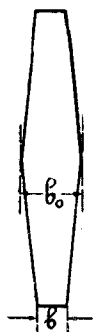
$$\Delta\alpha = \frac{k_1}{\lambda} C_y \text{ (радиан)}, \quad (1)$$

$$C_i = \frac{k_2}{\lambda} C_y^2, \quad (2)$$

где $\Delta\alpha$ —скос потока у крыла; λ —относительный размах, равный $\frac{l^2}{S}$; C_y —коэффициент подъемной силы крыльев; C_i —коэффициент индуктивного сопротивления, а k_1 и k_2 —коэффициенты, численная величина которых зависит от формы крыла в плане и может быть взята из следующей таблицы I.

Т а б л и ц а I.

Форма крыла в плане		k_1	k_2
Эллиптическое крыло		0,637	0,637
Крыло прямоугольное		0,750	0,670
Крыло трапециoidalное в пределах			
$\frac{b}{b_0} = \frac{1}{3} \div \frac{1}{2}$ (фиг. 1)		0,637	0,637
Крыло со скошенными назад концами (фиг. 2) . .		0,675	0,637
Крыло с закругленными полукруглостями концами		0,730	0,637
Крыло ромбоидальное в плане		0,725	0,750



Фиг. 1.



Фиг. 2.

Поляра монопланного крыла произвольной формы может быть найдена двумя методами, дающими хорошее согласование с опытом.

Первый из них, это—метод последовательных приближений, исходящий из вихревой теории Прандтля²⁾, который в настоящее время Ю. А. Победоносцевым разработан графически и значительно упрощен³⁾.

Второй метод принадлежит Трефтцу, который решает ту же задачу нахождения поляры крыла произвольной формы чисто аналитическим путем. Способ пользования методом Трефтца нами изложен в одной из предыдущих статей⁴⁾.

¹⁾ См. выше нашу статью „Построение поляры Лилиенталя монопланного крыла произвольной формы“.

²⁾ См. Б. Н. Юрьев. Индуктивное сопротивление крыльев аэроплана. Труды ЦАГИ, 1926 г. Вып. 20.

³⁾ Ю. А. Победоносцев. Графический метод построения циркуляции по размаху (см. выше).

⁴⁾ См. выше нашу статью „Построение поляры Лилиенталя монопланного крыла произвольной формы“.

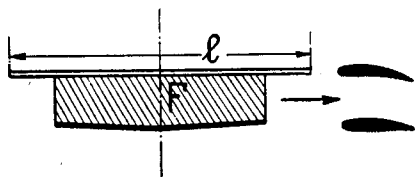
Когда проектируемая машина представляет собою биплан с одинаковыми хордами, то задача построения поляры коробки решается по общеизвестной приближенной теории Прандтля:

$$\Delta\alpha = \frac{2S}{\pi l^2 + 4F} C_y \quad (3)$$

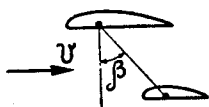
$$C_i = \frac{2S}{\pi l^2 + 4F} C_y^2. \quad (4)$$

Здесь S — общая площадь крыльев, l — наибольший размах и F — площадь, заключенная между планами, а с боков ограниченная отвесными линиями, проведенными из концов крыла меньшего размаха (фиг. 3).

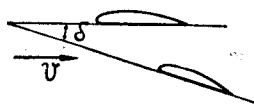
Эти приближенные формулы дают вполне достаточные результаты для целей практики, когда хорды и профили обоих планов одинаковы и коробка не имеет выноса. В тех случаях, когда имеется налицо



Фиг. 3.



Фиг. 4.



Фиг. 5.

значительный вынос коробки (фиг. 4), планы имеют различные профили или существует деградация (фиг. 5) — строить поляру Лилиенталя лучше всего или графическим методом Г. Н. Мусиньянца¹⁾, исходящим из теории П-образных вихрей Бетца, или же методом, исходящим из той же теории, но упрощенным введением вспомогательных графиков²⁾.

§ 2. Подсчет вредных сопротивлений.

Для получения поляры Лилиенталя всего самолета, как известно, необходимо к поляре крыла прибавить еще дополнительное — „вредное“ сопротивление, даваемое деталями самолета. В предварительном аэродинамическом расчете общее сопротивление можно находить путем суммирования сопротивления отдельных деталей, а для этого необходимо знать коэффициенты сопротивления всех деталей и площади их миделевых сечений. Коэффициенты вредных сопротивлений определяются с достаточной для таких целей точностью из нашей статьи „Коэффициенты вредных сопротивлений“.

Одним из наиболее крупных сопротивлений самолета является фюзеляж, площадь габарита которого по большей части предопределяется не конструкцией самолета, а габаритом мотора, или необхо-

¹⁾ Готовится к печати, а в настоящее время имеется краткое описание этого метода, размноженное на шапирографе.

²⁾ Fuchs-Horff. Aerodynamik. Berlin. 1922 г. С. Козлов. Аэродинамический расчет бипланной коробки. Техника Возд. Флота. № 3. 1927.

димым габаритом кабинки и, следовательно, почти всегда может быть оценена достаточно точно.

Размеры таких деталей самолета, как, например, оперение и колеса, достаточно хорошо определяются по статистике. Определение же площадей миделевых сечений стоек, троссов, лент, ног шасси, костыля и т. д. может быть сделано также по статистике или же путем приближенного расчета на прочность.

Учитывая то обстоятельство, что при учете обдувки необходимо знать поверхность эквивалентной плоской пластинки обдуваемых частей; при подсчете вредных сопротивлений удобнее прибавить в сводной таблице для таких деталей дополнительную графу или, другими словами, сводку вредных сопротивлений самолета производить в виде нижеследующей таблицы II.

Т а б л и ц а II.

Наименование деталей	Количество	Общ. площ. миделя F_{M^2}	C_x	$C_x F$	% площ., наход. в сгруппе винта	$\sigma = \frac{C_x \cdot F}{0,64}$ обдуваемых
1	2	3	4	5	6	7
Фюзеляж						
Вертикальное оперение						
Горизонтальное оперение						
и т. д.						

$$\sum C_x F =$$

Эквивалентная площадь плоской пластинки

всех деталей $\sigma =$
 фюзеляжа $\sigma_1 =$
 обдуваемых
 деталей, кроме
 фюзеляжа $\sigma_2 =$

В этой таблице графы 1, 2, 3 и 6 заполняются на основании чертежа общего вида самолета, а графы 4 и связанные с ней графы 5 и 7 могут быть заполнены лишь после того, как сделана оценка коэффициентов вредных сопротивлений самолета на основании данных продувок.

§ 3. Построение кривых потребных тяг для горизонтального полета самолета (кривые Пэно).

После того как дополнительное сопротивление подсчитано, его следует прибавить к поляре коробки крыльев и тогда получается поляра Лилиенталя всего самолета. Для этого, считая „вредное“ сопротивление постоянным на всех углах атаки, ось ординат сдвигают

влево (фиг. 6) на величину $C_x' = 0,64 \frac{\sigma}{S}$, где σ — площадь эквивалентной плоской пластинки всех деталей самолета, кроме крыльев, а S — площадь крыльев, и отсчеты значений C_x производят уже от этой новой оси.

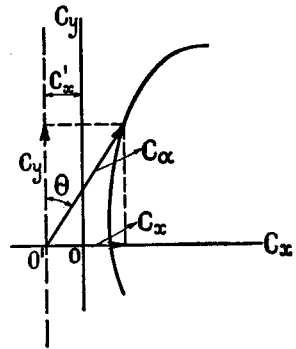
Подъемной силой горизонтального оперения и фюзеляжа, которая может оказаться заметной при углах атаки, близких к посадочным, здесь в предварительном аэродинамическом расчете можно пренебречь, так как отклонение от продувки всей модели самолета чаще бывает в сторону невыгодности расчета, чем в сторону его выгоды.

Построение кривых потребных тяг для установившегося горизонтального полета самолета делается следующим образом.

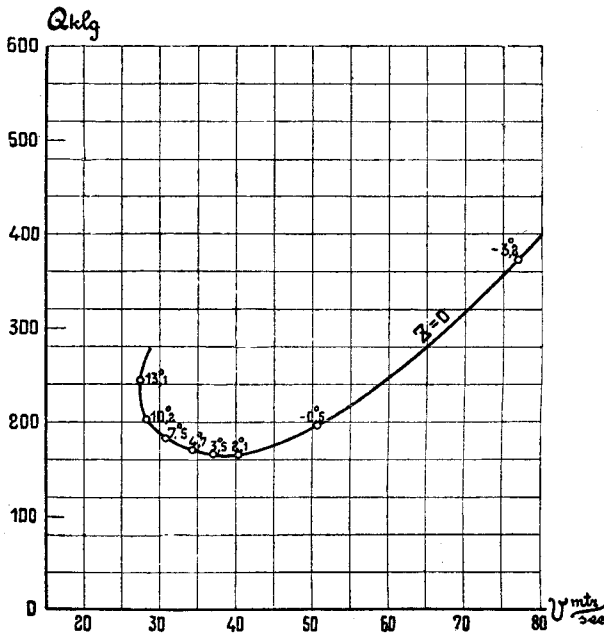
Основные уравнения подъемной силы и сопротивления имеют вид ¹⁾:

$$P = C_y \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \quad (5)$$

$$Q = C_x \cdot \rho \cdot S \cdot V^2. \quad (6)$$



Фиг. 6.



Фиг. 7.

В горизонтальном полете подъемная сила P равна полному весу самолета G_0 , так что, подставив в уравнение (5) G_0 вместо P и разделив уравнение (6) на (5), получим:

$$\frac{Q}{G_0} = \frac{C_x}{C_y} \text{ или } Q = \frac{G_0}{\frac{C_y}{C_x}}, \quad (7)$$

¹⁾ Пренебрегаем углом между осью винта и направлением полета, влияние которого сравнительно незначительно.

т.е. лобовое сопротивление самолета при установившемся горизонтальном полете равно весу самолета, деленному на качество.

Скорости, потребные для горизонтального полета самолета, определяются из уравнения (5):

$$V = \sqrt{\frac{G_0}{C_y \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt{\frac{p}{C_y \cdot \rho}}, \quad (8)$$

где $p = \frac{G_0}{S}$ есть нагрузка на 1 м² площади крыльев.

Имея, следовательно, из поляры всего самолета значения C_x и C_y при различных углах атаки и подставляя их в уравнении (7) и (8), легко построить кривую зависимости потребных тяг от скорости для всех режимов горизонтального полета самолета.

Примерный вид такой кривой изображен на фиг. 7.

§ 4. Подбор винта и построение характеристики винто-моторной группы.

Для того, чтобы знать как будет себя вести самолет при подъеме и для определения его потолка и максимальной скорости горизонтального полета, необходимо построить высотную характеристику винто-моторной группы, а для этого нужно иметь высотную характеристику мотора и характеристику винта.

Построение высотной характеристики различных типов моторов изложено в нашей статье „Построение высотной характеристики винто-моторной группы“.

Для наших целей подбор винта можно делать упрощенным способом, пользуясь логарифмическими графиками для определенной серии винтов, которые, кроме того, оказываются весьма полезными и при сочетании выбранного винта с мотором, так как они позволяют строить характеристику винто-моторной группы наиболее простым и быстрым способом—способом Рита.

Для подбора винта к самолету необходимо знать: число оборотов мотора, мощность мотора и скорость полета, при которой желательно иметь максимальный коэффициент полезного действия винта из данной серии винтов. Указанную выше скорость принято называть расчетной скоростью винта.

В виду того, что при подборе винта к самолету число оборотов и мощность мотора всегда бывают известны, остается только выбрать расчетную скорость для винта.

Номограмма для аэродинамического расчета 1-го приближения, как уже было сказано во введении, позволяет конструктору найти диапазон подходящих размеров самолета и определить пределы изменения максимальных горизонтальных скоростей, а также скоростей, являющихся наиболее выгодными при подъеме.

Следовательно, когда конструктор приступает к определению расчетной скорости винта, пределы для нее всегда бывают известны, и ему остается только решить вопрос, какая расчетная скорость винта будет выгодней для данного задания.

Следует помнить, что номограмма построена в предположении, что η_{\max} винта соответствует максимальной скорости горизонтального полета. Поэтому, потеряв на скорости горизонтального полета, конструктор всегда может увеличить скороподъемность и потолок машины.

Для этого нужно только взять расчетную скорость для винта меньше максимальной скорости самолета, полученной по номограмме.

Если машина по заданию должна хорошо забирать высоту и иметь возможно больший потолок, то, разумеется, за расчетную скорость винта следует принимать наивыгоднейшую скорость для подъема. Эта скорость обыкновенно бывает весьма близка к $0,8 V_{\max}$.

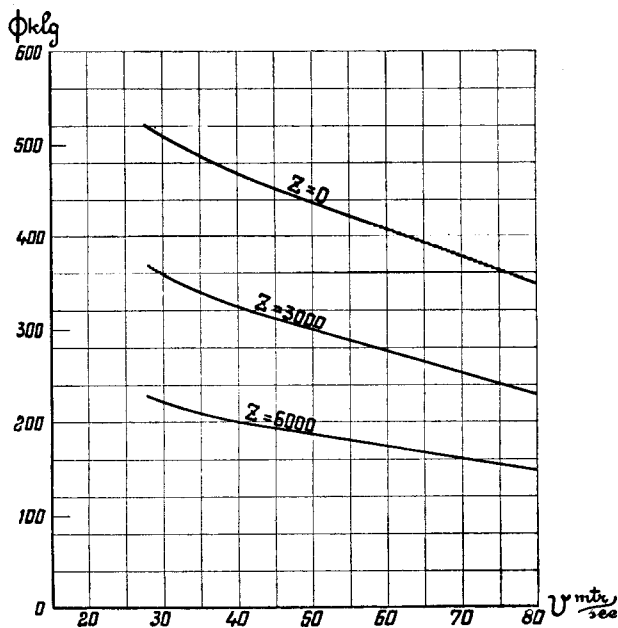
Когда машина при заданной мощности мотора должна развивать наибольшую скорость горизонтального полета, расчетную скоростью винта должна быть V_{\max} . У большинства же современных машин с большим избытком мощности расчетные скорости винтов лежат внутри вышеуказанных пределов. Такие машины имеют $V_{\text{расч}}$, находящуюся между значениями $0,8 V_{\max}$ и $0,9 V_{\max}$.

Однако, все эти рассуждения применимы лишь к самолетам, снабженным обыкновенными невысотными моторами. Подбор винта к самолету с высотным мотором, в зависимости от степени его „высотности“, будет значительно сложнее, так как винт, рассчитанный на земную скорость, на высоте, до которой мощность мотора сохраняется, будет разгоняться, а винт, рассчитанный на определенную скорость на этой высоте, может оказаться несколько тяжелым при взлете и при полете близ земли. Компромиссное решение вопроса о расчетной скорости винта в таких случаях легче всего найти при помощи прикидок, которые при Ритовском способе построения характеристики винто-моторной группы делаются довольно быстро.

Для машин, снабженных турбо-компрессором, могущих сохранять свою мощность до больших высот, подобрать винт будет еще труднее, так как гораздо труднее будет найти это компромиссное решение и в большинстве случаев необходимо проектировать специальный винт с поворотными лопастями.

Когда винт выбран по логарифмическим графикам, то сочетание его характеристики с характеристикой мотора, как было уже указано, проще и быстрее делать по способу Рита. Кроме простоты пользования способом Рита, он подкупает еще тем, что высотная характеристика мотора, нанесенная один раз на кальку, может быть использована для подбора винта и при окончательном аэродинамическом расчете самолета, если этот подбор делается по тем же логарифмическим графикам.

Характеристика винто-моторной группы в координатах тяги и скорости обыкновенно выражается весьма пологой кривой, которую часто просто принимают за прямую.



Фиг. 8.

Наиболее заметное отклонение от прямой может получиться только при небольших скоростях. На фиг. 8 показан примерный вид характеристики винто-моторной группы, построенной для нескольких высот.

§ 5. Учет взаимного влияния винта и частей самолета.

Приблизительно можно считать, что взаимное влияние винта и частей самолета заключается в следующем ¹⁾.

а) Влияние винта на лобовое сопротивление частей самолета.

Лобовое сопротивление фюзеляжа R_0 , если таковой омывается струей винта, увеличивается в отношении:

$$\frac{R}{R_0} = 1 + \left(1 + \frac{1}{4 C_x} \right) B \quad (9)$$

при тянущих винтах и

$$\frac{R}{R_0} = 1 + \frac{1}{3 C_x} B \quad (10)$$

при толкающих винтах.

¹⁾ См. В. Л. Александров. Вихревая теория Н. Е. Жуковского и расчет по ней гребных воздушных винтов. Техника Воздушного Флота. № 3. 1928 г.

Лобовое сопротивление остальных частей самолета, находящихся в струе винта, возрастает в отношении:

$$\frac{R}{R_0} = 1 + 2B, \quad (11)$$

где B всюду есть коэффициент нагрузки на ометаемую винтом площадь, а C_x —коэффициент сопротивления фюзеляжа.

б) Влияние частей самолета на работу винта.

Можно считать, что мелкие части самолета на работу винта не влияют.

Крылья биплана обыкновенно влияют на работу винта незначительно, так как они захватывают только край потока, и поэтому влияние их можно не учитывать. Влияние же монопланнх крыльев, которые разрезают поток винта близко к середине, может оказаться значительным, но, к сожалению, по этому вопросу пока совершенно нет опытного материала и учесть это влияние пока не представляется возможным.

Влияние фюзеляжа на работу винта можно учитывать, сдвигая кривые коэффициентов тяги и мощности вдоль оси λ в сторону увеличения λ на некоторую величину $\epsilon \cdot \lambda$, где ϵ определяется по формуле:

$$\epsilon = 5 \frac{\sigma_1}{F} \sqrt{\frac{s}{F}} \quad (12)$$

для тянущих винтов и

$$\epsilon = 3 \frac{\sigma_1}{F} \sqrt{\frac{s}{F}} \quad (13)$$

для толкающих винтов.

Здесь σ_1 — площадь эквивалентной плоской пластинки для фюзеляжа; F —ометаемая винтом площадь;

s — площадь миделя фюзеляжа.

Коэффициент полезного действия винта на самолете $\eta_{\text{сам}}$ выражается через к. п. д. изолированного винта $\eta_{\text{из}}$ таким образом:

$$\eta_{\lambda' \text{ сам}} = \eta_{\lambda \text{ из}} \cdot (1 + \epsilon) \left(1 - \frac{0,64 \cdot a \cdot \sigma_1}{F} - \frac{1,28 \sigma_2}{F} \right), \quad (14)$$

где σ_2 — площадь эквивалентной плоской пластинки для остальных деталей (кроме фюзеляжа), находящихся в струе винта.

Значки λ' и λ при $\eta_{\text{сам}}$ и $\eta_{\text{из}}$ показывают, что винт на самолете работает при режиме λ' , а изолированный винт работал бы при режиме λ .

Как было уже указано, связь между λ' и λ будет такая:

$$\lambda' = \lambda (1 + \epsilon). \quad (15)$$

Коэффициент же a , входящий в формулу (14), имеет значение

$$a = 1 + \frac{1}{4 C_x} \quad (16)$$

при тянущих винтах и

$$a = \frac{1}{3 C_x} \quad (17)$$

при толкающих.

Следовательно, когда характеристика винто-моторной группы дана в координатах тяги и скорости, то учет взаимного влияния винта и частей самолета следует производить таким образом.

По формулам (14), (12) и (16) или же (14), (13) и (17) нужно определить значение $\eta_{\lambda' \text{ сам}}$, а по формулам (15) и (12) или же по (15) и (13) числовое значение $(1 + \epsilon)$. Тогда получаются два простых уравнения, которые и позволяют довольно быстро определить новую кривую тяг, развиваемых винто-моторной группой, с учетом вышеупомянутого взаимного влияния винта и частей самолета.

Пример.

Известно:

1) коэффициент сопротивления фюзеляжа

$$C_x = 0,22,$$

2) площадь миделевого сечения фюзеляжа или габарита нормального к оси винта

$$s = 0,95 \text{ м}^2,$$

3) винт тянущий имеет диаметр

$$D = 2,85 \text{ м},$$

ометаемая винтом площадь

$$F = 0,785 D^2 = 6,36 \text{ м}^2,$$

4) кривая тяг, развиваемых винто-моторной группой при изолированном винте (на фиг. 9 изображена сплошной линией *abcd*).

Требуется построить новую кривую тяг, развиваемых винто-моторной группой, с учетом взаимного влияния винта и частей самолета.

Решение. По формулам (16) и (12) определяем значения a и ϵ :

$$a = 1 + \frac{1}{4 \cdot 0,22} = 2,13$$

$$\epsilon = \frac{5 \cdot 0,326}{6,36} \sqrt{\frac{0,95}{6,36}} = 0,099.$$

Пусть σ_2 — представляет поверхность эквивалентной плоской пластинки для оперения и других частей самолета, находящихся в струе винта, и равно

$$\sigma_2 = 0,5 \text{ м}^2.$$

Тогда по формуле (14) получаем

$$\eta_{\lambda' \text{ сам}} = \eta_{\lambda \text{ вэ}} \cdot 1,099 \left(1 - \frac{0,64 \cdot 2,13 \cdot 0,326}{6,36} - \frac{1,28 \cdot 0,5}{6,36} \right)$$

$$\eta_{\lambda' \text{ сам}} = 0,91 \eta_{\lambda \text{ вэ}}.$$

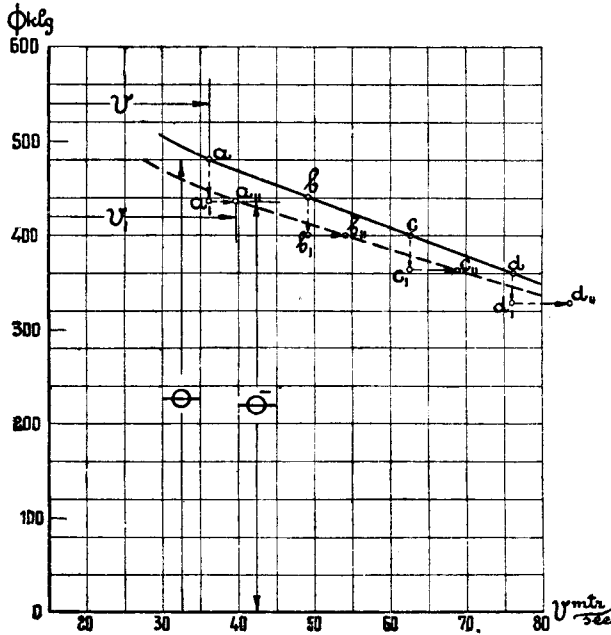
Потеря на обдувку в нашем случае получилась равной 9% и на эту величину должны быть уменьшены величины тяг развиваемых винто-моторной группой при всех скоростях полета.

Но винт, стоящий на самолете, вследствие влияния фюзеляжа будет работать при другом режиме

$$\lambda' = (1 + \epsilon) \lambda = 1,099 \lambda \quad (15)$$

за счет такого же изменения скоростей, при которых он работает в присутствии фюзеляжа, а именно:

$$V' = 1,099 V.$$



Фиг. 9.

Следовательно, для учета взаимного влияния винта и частей самолета в нашем случае необходимо:

1) Каждую точку a кривой тяг винто-моторной группы перенести вниз в положение a_I , соответствующее

$$\eta_{\lambda' \text{ сам}} = 0,91 \eta_{\lambda \text{ из}}$$

или же

$$\Phi_I = 0,91 \Phi$$

(фиг. 9).

2) Точку a_I сдвинуть вправо в положение a_{II} , соответствующее

$$\lambda' = (1 + \epsilon) \lambda = 1,099 \lambda$$

или же

$$V' = 1,099 V.$$

Следовательно, точка a после учета взаимного влияния винта и частей самолета переместится в положение a_{II} ; точка b переместится в положение b_{II} и т. д. (фиг. 9). Проводя такие операции для нескольких точек кривой тяг, получаем окончательную кривую, изображенную на фиг. 9 пунктиром. Учет взаимного влияния винта и частей самолета на высотах делается таким же образом, так как ни в одну из этих формул Δ не входит.

Итак, выходит, что чем меньше C_x фюзеляжа, тем больше будет потеря в тяге, развиваемой винто-моторной группой, но, с другой

стороны, за счет уменьшения C_x фюзеляжа будет несколько опускаться кривая потребных тяг, так что окончательный результат изменения C_x фюзеляжа (при одном и том же миделе) на характеристиках самолета (скороподъемности, потолке, максимальной горизонтальной скорости), отразится, повидимому, немного.

§ 6. Скорости самолета на различных высотах.

Ранее были уже выведены формулы (7) и (8), позволяющие строить кривые потребных тяг для горизонтального полета самолета у земли (фиг. 7):

$$Q = \frac{G_0}{\frac{C_y}{C_x}} \quad (7)$$

$$V_0 = \sqrt{\frac{p}{C_y \cdot \rho}} \quad (8)$$

Теперь нам нужно установить, как будет изменяться эта кривая с высотой. Формула (7) показывает, что число килограмм тяги, необходимое для горизонтального полета при том же режиме на какой-нибудь высоте, будет такое же, как и у поверхности земли, так как Q от плотности воздуха не зависит.

От плотности воздуха будут зависеть только скорости, необходимые для осуществления этого горизонтального полета. Если близ поверхности земли эта скорость самолета выражается формулой (8), то на высоте Z , имеющей относительную плотность воздуха $\Delta = \frac{\rho_z}{\rho}$, она будет равна:

$$V_z = \sqrt{\frac{p}{C_y \cdot \rho \cdot \Delta}} \quad (18)$$

Деля уравнения (18) на (8), получим

$$\frac{V_z}{V_0} = \sqrt{\frac{1}{\Delta}} \quad (19)$$

или

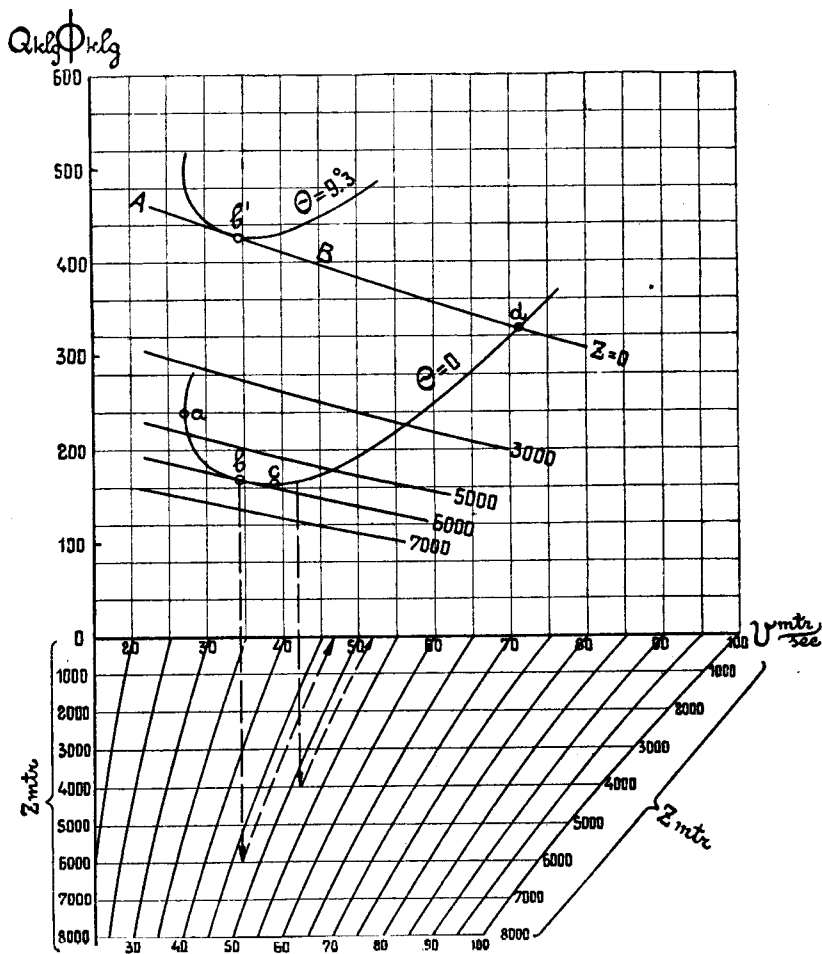
$$V_z = V_0 \sqrt{\frac{1}{\Delta}}, \quad (21)$$

т.-е. скорость, необходимая для осуществления горизонтального полета самолета (при любом режиме) на высоте, всегда больше скорости горизонтального полета близ земли в $\sqrt{\frac{1}{\Delta}}$ раз, так что кривая потребных тяг фиг. (7), построенная для высоты, переместится вправо и будет несколько растянутой.

Имея в виду то обстоятельство, что при помощи этих кривых мы предполагаем делать окончательный выбор выгодных для данного задания размеров самолета и профилей и нам придется оперировать по крайней мере с тремя комбинациями, то от построения отдельных кривых потребных тяг для высот оказывается удобным отказаться. Вместо того чтобы построить для каждой высоты свою кривую гораздо

проще ввести для оси абсцисс дополнительные масштабы, которые при нескольких высотах образуют сетку (фиг. 10).

Для получения масштаба для скоростей на высоте нужно масштаб оси абсцисс уменьшить в $\sqrt{\frac{1}{\Delta}}$ раз. Прделав такие пересчеты для нескольких высот и соединив точки равных скоростей плавными кривыми и получают нужную сетку масштабов.



Фиг. 10.

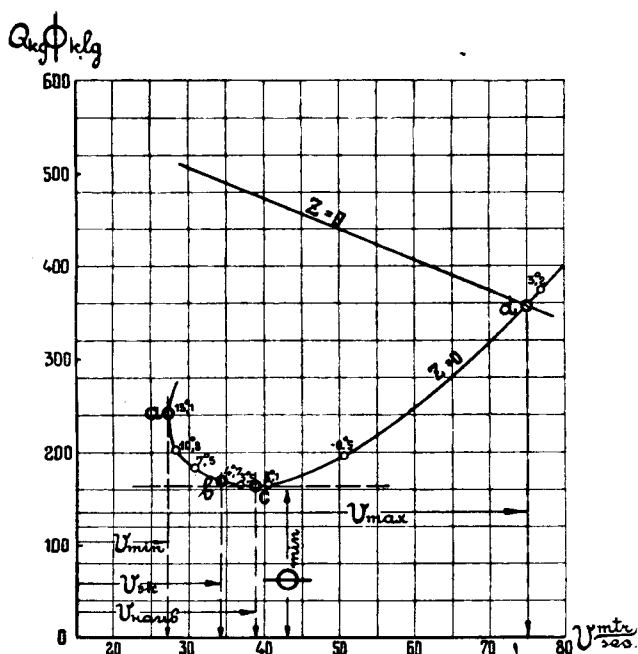
Читать скорости на высотах следует так, как показано на фиг. 10, т.-е. если на уровне моря скорость самолета V равна 42 м/сек, то на высоте 4000 м она равна $V_{4000} = 51,5$ м/сек.

Следует заметить, что при выработанном стандартном масштабе для оси абсцисс удобно просто заготовить бланки с такими сетками и тогда построение сравниваемых кривых потребных тяг, хотя бы и для нескольких комбинаций размеров и профилей крыльев самолета, будет отнимать гораздо меньше времени.

§ 7. Горизонтальные скорости самолета при разных режимах.

Прежде чем перейти к рассмотрению аэродинамических характеристик самолета, снабженного некоторой винто-моторной группой, мы дадим несколько определений различных режимов самолета или, вернее, скоростей, соответствующих этим режимам, с которыми приходится часто оперировать.

а) Посадочной скоростью самолета называется та минимальная скорость, при которой для него еще возможен установившийся горизонтальный полет. Следовательно, когда имеется кривая потребных тяг в функции скорости, то посадочная скорость будет определяться точкой кривой Пэно, дающей V_{\min} . На фиг. 11 это будет точка a , она находится проведением к кривой Пэно касательной, параллельной оси ординат.



Фиг. 11.

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

На фиг. 11 точка C на кривой Пэно соответствует наивыгоднейшему режиму.

в) Экономической скоростью самолета называют ту скорость, при которой для установившегося горизонтального полета самолета требуется минимум мощности. Эта скорость проще всего определяется по кривой Пэно в координатах мощности и скорости,

а на фиг. 11 она будет определяться приблизительно точкой b , дающей $(QV)_{\min}$.

г) Максимальной скоростью горизонтального полета самолета называют скорость, соответствующую точке пересечения кривой тяг, развиваемых винто-моторной группой с кривой Пэно при малых углах атаки. На фиг. 11 это будет точка d .

Все вышеупомянутые определения, разумеется, справедливы и для случаев установившегося горизонтального полета на высоте.

§ 8. Определение вертикальных скоростей и потолка самолета.

Для определения скороподъемности и потолка машины необходимо на кривую потребных тяг наложить кривые винто-моторной группы, исправленные на взаимное влияние винта и частей самолета, находящихся в его потоке. Для этого кривые полезных тяг следует построить на фиг. 10, но только таким образом, чтобы масштаб этих кривых по оси абсцисс для каждой высоты соответствовал масштабам, изображенным на сетке (фиг. 10). Пересечение кривых винто-моторной группы с кривой Пэно при малых углах атаки определит для каждой высоты максимальные скорости горизонтального полета.

Если самолет снабжен обыкновенным невысотным мотором, который в сочетании с винтом дает характеристику примерно такого же вида, как на фиг. 10, то можно заметить, что по мере забираания самолетом высоты, максимальная скорость самолета будет уменьшаться и будет также уменьшаться диапазон возможных горизонтальных скоростей самолета.

На высоте абсолютного потолка самолета, которая определяется касанием одной из кривых тяг, развиваемых винто-моторной группой, с кривой Пэно, возможна только одна скорость горизонтального полета, при угле атаки близком к экономическому.

На фиг. 10 это будет соответствовать точке b , которая в нашем примере дает высоту абсолютного потолка $H_{abc} = 6000$ м и скорость горизонтального полета на высоте потолка равную 46,5 м/сек.

Как было уже указано, кривая $abcd$ (фиг. 10) построена для установившегося горизонтального полета. Для суждения о скороподъемности самолета необходимо знать на нескольких высотах максимальные вертикальные скорости, которые может иметь самолет при данной винто-моторной группе.

Рассмотрим условия статического равновесия при подъеме. Если через Θ обозначить угол подъема самолета, через γ — угол между осью винта и касательной к траектории полета, Φ — тягу винта, G_0 — полный вес самолета (фиг. 12), то условия статического равновесия будут таковы:

$$\Phi \cdot \cos \gamma = G_0 \sin \Theta + Q = G_0 \sin \Theta + R_x \cdot V^2 \quad (22)$$

$$G_0 \cdot \cos \Theta = \Phi \cdot \sin \gamma + P = \Phi \cdot \sin \gamma + R_y \cdot V^2 \quad (23)$$

Вышеуказанные кривые Н. Е. Жуковского ¹⁾ для различных углов подъема должны строиться по формулам (22) и (23), которые после некоторых преобразований дают:

$$V = \sqrt{G_0 \frac{\cos(\theta + \gamma)}{R_x \cdot \sin \gamma + R_y \cdot \cos \gamma}} \quad (26)$$

$$\Phi = \frac{G_0 \left(\cos \theta + \sin \theta \frac{R_y}{R_x} \right)}{\frac{R_y}{R_x} \cos \gamma + \sin \gamma} \quad (27)$$

Пользование этими формулами для построения кривых Н. Е. Жуковского также довольно кропотливо и поэтому в большинстве случаев для простоты расчета полагают угол γ равным нулю. Это на результатах расчета почти не отражается и для целей аэродинамического расчета самолета может быть допущено во многих случаях.

Тогда формулы (26) и (27) принимают такой вид:

$$V = \sqrt{\frac{G_0 \cdot \cos \theta}{R_y}} \quad (28)$$

$$\Phi = \frac{G_0 \cdot \cos \theta}{\frac{R_y}{R_x}} + G_0 \cdot \sin \theta, \quad (29)$$

и построение кривых значительно упрощается.

Но и это упрощение для целей предварительного аэродинамического расчета все же недостаточно.

Определить вертикальную скорость при подъеме самолета достаточно точно можно по максимальному избытку мощности винто-моторной группы над мощностью, потребной для горизонтального полета самолета, который может быть определен прикидками в области кривой Пэно, лежащей близ наивыгоднейшего режима самолета. Когда характеристика самолета и винто-моторной группы дана в координатах тяги и скорости избыток мощности определяется формулой

$$\Delta T = \Phi \cdot V - Q V = (\Phi - Q) V, \quad (30)$$

а вертикальная скорость самолета выражается так:

$$u = \frac{\Delta T}{G_0} = \frac{(\Phi - Q) V}{G_0}. \quad (31)$$

Полагая угол атаки самолета за все время подъема неизменным, что для наших целей совершенно достаточно, и подставляя в формулу (31) значения Φ и V , соответствующие различным высотам, можно найти вертикальные скорости при подъеме самолета на любой желаемой высоте.

¹⁾ Н. Е. Жуковский. Динамика аэроплана в элементарном изложении. Статья вторая. М. 1916.

Посмотрим, какую мы можем допустить ошибку в расчете вертикальной скорости, делая такие приближения. Угол атаки самолета, соответствующий наивыгоднейшему подъему, можно определить достаточно хорошо, пользуясь несколькими прикидками по формуле (30). Следовательно, может быть разговор только о влиянии разности скоростей, при которых работает винт при подъеме и при горизонтальном полете (при том же угле атаки самолета).

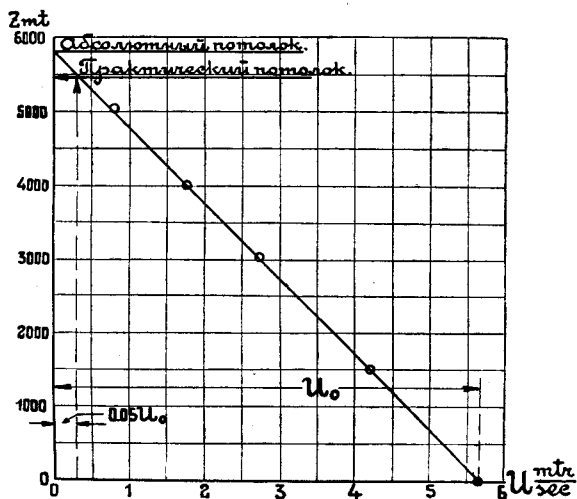
При одном и том же угле атаки скорость по траектории самолета связывается со скоростью, необходимой для горизонтального полета, такой формулой:

$$\frac{V_{\text{тр}}}{V_{\text{гор}}} = \sqrt{\frac{G_0 \cdot \cos \theta - \Phi \cdot \sin \gamma}{G_0}}, \quad (32)$$

так что если взять почти предельный случай, т.е. положить $\theta = 15^\circ$; $\Phi = 0,25 G_0$; $\gamma = 10^\circ$, получим

$$V_{\text{тр}} = 0,96 V_{\text{гор}}. \quad (33)$$

Таким образом, скорость изменится только на 4% даже при таком большом угле подъема, как 15° и $\gamma = 10^\circ$, а если принять во внимание, что при уменьшении скорости немного увеличивается еще тяга, развиваемая винто-моторной группой, то будет ясно, что ошибка при подсчете избытка мощности будет еще меньше (максимум 3%). Следовательно, при определении вертикальных скоростей пользоваться таким способом можно совершенно спокойно.



Фиг. 13.

Получив ряд значений вертикальных скоростей на нескольких высотах, нанеся их на график в функции высоты и соединив точки плавной кривой, в пересечении этой кривой с осью ординат находим абсолютный потолок самолета (фиг. 13).

Практический потолок самолета, как известно, определяется из той же фиг. 13. Напомним его формулировку. 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. Из графика фиг. 13 имеем

$$u_{\text{пред}} = 0,05 u_0. \quad (34)$$

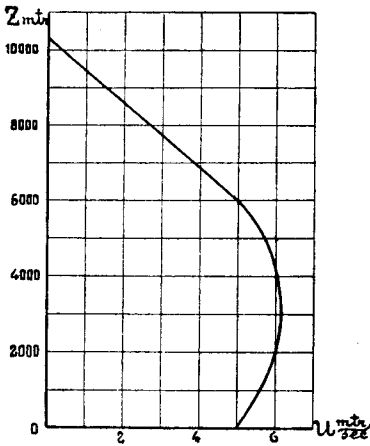
Найдя значение $0,05 u_0$ и проведя из нее прямую, параллельную оси ординат, до пересечения с кривой изменения вертикальных скоростей, на оси высот читают значение практического потолка.

§ 9. Скороподъемность.

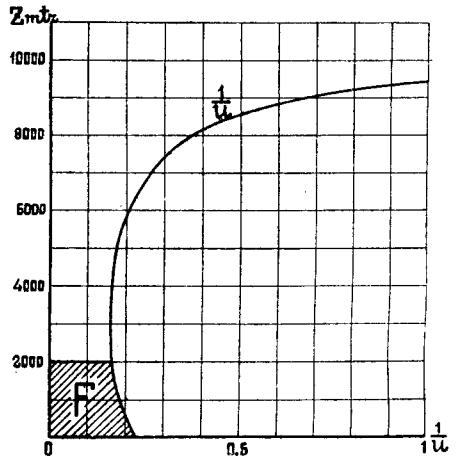
Если самолет снабжен обыкновенным невысотным мотором, то закон изменения с высотой вертикальных скоростей самолета выражается обыкновенно прямой или весьма близкой к ней. В этом случае время подъема самолета в минутах на любую высоту Z вычисляется довольно быстро по формуле:

$$t_{\text{min}} = 0,0384 \frac{H}{u_0} \lg \frac{H}{H-Z}, \quad (35)$$

где H — абсолютный потолок в м; u_0 — вертикальная скорость в начале подъема в м/сек, а Z — высота в м.



Фиг. 14.



Фиг. 15.

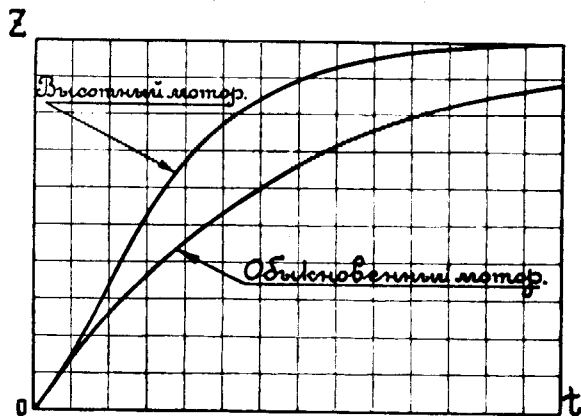
Когда же закон изменения с высотой вертикальных скоростей выражается не прямой, а какой-либо кривой, как на фиг. 14, что может иметь место при высотных моторах, то вычисление скороподъемности немного осложняется тем, что интеграл, выражающий время подъема

$$t = \int_0^z \frac{dz}{u}, \quad (36)$$

не берется, так как неизвестно уравнение кривой u в функции высоты.

Решение этой задачи выполняется обыкновенно графическим путем.

Для этого следует вычислить и построить в функции высоты значения $\frac{1}{u}$, как это сделано для примера на фиг. 15. Тогда заштрихованная площадка F и будет выражать в некотором масштабе время подъема на желаемую высоту Z .



Фиг. 16.

Найдя таким способом время подъема самолета на несколько высот, нанеся их значения на график в функции высоты и соединив точки плавной кривой, получают барограмму взлета самолета, которая позволяет читать время его подъема на любую высоту. При высотных моторах она может быть и не совсем обычного вида, как изображено на фиг. 16.

§ 10. Планирование самолета. Пикирование.

Спуск самолета по прямолинейной траектории, при котором лобовое сопротивление уравновешивается составляющей силы тяжести самолета называется планированием, а сами эти траектории глиссадами планирования. В предварительном аэродинамическом расчете могут рассматриваться два случая установившегося планирования самолета при постоянной плотности воздуха, а именно:

1) планирование с мотором, работающим на дросселе при тяге винта равной нулю,

2) планирование с выключенным мотором (винт остановлен или работает, как ветрянка).

Установившееся планирование в вышеуказанных случаях можно рассматривать: во-первых — с точки зрения величины скоростей скольжения самолета по глиссадам при разных углах планирования, а, во-вторых — с точки зрения наибольшей дальности планирования с той или другой заданной высоты.

Рассмотрим эти два случая планирования самолета с этих точек зрения.

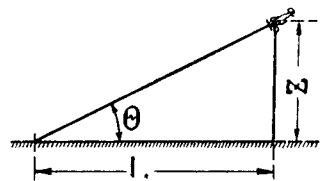
1 случай. Этот случай равносильен тому, когда винт с мотора снят и самолет скользит по траектории, как планер.

Если масштаб оси C_x на поляре самолета равен масштабу оси C_y , то угол планирования самолета Θ , т.е. угол, составляемый траекторией самолета с горизонтом, при каждом угле атаки определяется на фиг. 6 углом между осью ординат и вектором C_x , являющимся результирующим вектором C_y и C_x и равным

$$C_x = \sqrt{C_y^2 + C_x^2}. \quad (37)$$

Наименьший угол планирования самолета, дающий наибольшую дальность планирования, определяется вектором C_x , являющимся касательным к поляре. Угол атаки самолета, соответствующий наименьшему углу планирования, довольно легко определяется также по кривой качества самолета, если она известна, так как легко видеть из фиг. 6, что тангенс угла планирования всегда выражается отношением $\frac{C_x}{C_y}$, являющимся обратной величиной качества самолета.

Раз угол планирования зависит только от качества самолета, которое от плотности воздуха не зависит, то угол планирования от высоты полета также зависеть не будет. Найдя тем или иным способом минимальный угол планирования или зная максимальное качество самолета, легко подсчитать и наибольшую дальность планирования самолета с любой желаемой высоты. Если принять обозначения фиг. 17, то для дальности планирования можно написать:



Фиг. 17.

$$L = Z \cdot \operatorname{ctg} \Theta = Z \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\max}. \quad (38)$$

Скорость установившегося планирования самолета по траектории при любом угле планирования и на любой высоте определяется по уравнению

$$V = \sqrt{\frac{G_o \cdot \cos \Theta}{C_y \cdot \rho_0 \cdot S \cdot \Delta}}, \quad (39)$$

где Θ — угол планирования; G_o — полный вес самолета в кг; ρ_0 — плотность воздуха у земли, равная 0,125; S — площадь крыльев в m^2 ; C_y — коэффициент подъемной силы крыльев, соответствующий данному углу планирования; Δ — относительная плотность воздуха, значения которой следует брать из таблиц международной стандартной атмосферы.

В виду того, что $\frac{C_y}{\cos \Theta} = C_x$, формулу (39) можно переписать в виде

$$V = \sqrt{\frac{G_o}{C_x \cdot \rho_0 \cdot S \cdot \Delta}}. \quad (40)$$

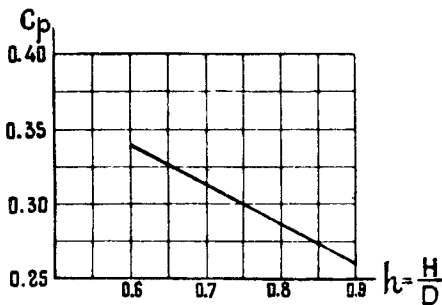
2 случай. Когда при планировании самолета мотор выключен, винт останавливается или же продолжает вращаться (как ветрянка) и создает дополнительное сопротивление, так называемую отрицательную тягу. Для возможности решения тех же задач, что и в предыдущем случае, нужно учесть эту отрицательную тягу. Делается это таким образом: вычисляют коэффициент дополнительного сопротивления, создаваемого винтом C_{xv} , прибавляют его к полярке самолета, так же как это делается в предварительном аэродинамическом расчете с „вредными“ сопротивлениями и, проводя векторы C_a из нового начала координат, находят углы планирования и скорости самолета по траекториям таким же способом, как и в предыдущем случае.

Коэффициент сопротивления винта при выключенном моторе определяется по формуле:

$$C_{xv} = C_p \frac{F}{S} \cdot a, \quad (41)$$

где $F = 0,785 (D^2 - d^2)$ — ометаемая винтом площадь; D — диаметр винта в м; d — диаметр втулки или кока в м; S — площадь крыльев в m^2 ; $a = \frac{Z \cdot b_{cd}}{D}$ — средняя относительная ширина лопасти; Z — число лопастей винта; b_{cp} — средняя ширина лопасти, вычисляемая по формуле:

$$b_{cp} = \frac{\text{развернутая поверхность лопасти винта}}{\text{радиус}};$$



Фиг. 18.

C_p — коэффициент отрицательной тяги винта, численная величина которого при $\lambda \geq 5$ может определяться из фиг. 18, где по оси абсцисс отложены значения относительного шага винта $h = \frac{H}{D}$ ¹⁾. При других значениях $\lambda = \frac{V}{h_s D}$ лучше пользоваться кривыми, полученными из испытаний винтов в лаборатории²⁾.

Когда в формуле (37) C_y обращается в нуль, $C_a = C_{xv}$, как легко видеть из фиг. 6, угол планирования самолета принимает значение

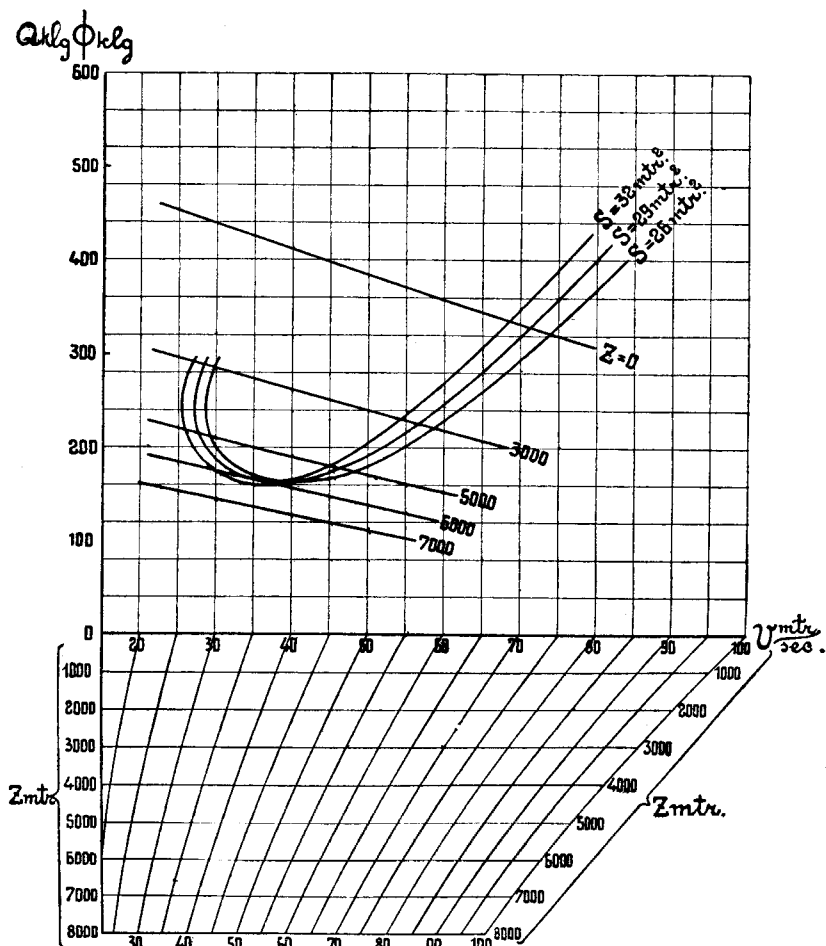
¹⁾ При винтах переменного шага, значение H берут по радиусу $= 0,35 D$.

²⁾ См. фиг. 56 и 57 „Нормы прочности самолетов при статических испытаниях“, вып. 25, Труды ЦАГИ. 1927 г.

$\Theta = 90^\circ$. Этот предельный случай планирования самолета называется пикированием самолета. Скорость установившегося пикирования самолета в обоих рассматриваемых случаях на любой высоте определяется по формуле (40), в которую следует подставлять вместо C_x значение C_{x_0} , которое берется из поляры самолета (фиг. 6) при $C_y = 0$.

§ 11. Окончательный выбор размеров самолета.

В предыдущих параграфах нами были изложены детали предварительного аэродинамического расчета, где, по возможности, были затронуты все главнейшие случаи, могущие встретиться на практике.



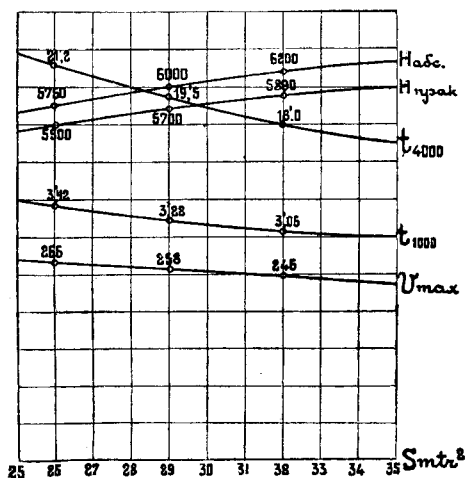
Фиг. 19.

После того как в распоряжении конструктора имеется характеристика винто-моторной группы с приближенным учетом взаимного влияния винта и частей самолета и ряд кривых Пэно, построенных при различных комбинациях поверхностей и профилей (фиг. 19), — решение задачи об окончательном выборе размеров большого труда не представляет.

Правильность решения задачи о выборе рациональных размеров самолета будет зависеть:

- 1) от числа взятых комбинаций,
- 2) от точности оценки веса машины при каждой комбинации и
- 3) от точности определения вредных поверхностей и их коэффициентов.

Все эти условия, в свою очередь, зависят главным образом от опытности конструктора и от того статистического материала, который имеется в его распоряжении. Опытному конструктору достаточно рассмотреть 3 или максимум 4 комбинации размеров и профилей



Фиг. 20.

самолета (фиг. 19), в интересующем его диапазоне площадей, чтобы при помощи интерполяции или экстраполяции окончательно остановиться на наиболее выгодной для данного задания комбинации.

Для наглядности изменения аэродинамических характеристик самолета с изменением поверхностей, а так же для большей точности интерполяции и экстраполяции удобно строить кривые, для примера изображенные на фиг. 20.

Февраль 1927 г.

Окончательный аэродинамический расчет самолета.

А. В. Чесалов.

Под окончательным аэродинамическим расчетом самолета следует подразумевать тот аэродинамический расчет, который делается после того, как получена поляра всего самолета из поддувки его точной модели, известен отдельно коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа или кока обтекания мотора, полный вес самолета, запас и расход горючего, диаметр и характеристики винта. Этот расчет, более точный по сравнению с предварительным аэродинамическим расчетом, является, следовательно, поверочным расчетом и делается, когда известны уже более или менее точно указанные данные самолета.

Кроме обычных элементов аэродинамического расчета, в настоящей статье рассматривается вопрос о влиянии Рейнольдсова числа на поляру самолета, а также способ построения указательниц глиссад самолета, движущегося со снижением по прямолинейным траекториям.

§ 1. Влияние Рейнольдсова числа на коэффициенты сопротивления различных деталей самолета.

Напомним о том, что такое Рейнольдсово число.

Если через V — обозначить скорость набегающего потока; b — толщину или ширину обтекаемой детали; μ — коэффициент вязкости воздуха; $\rho = \frac{\gamma}{g}$ — массовую плотность воздуха, а через $\nu = \frac{\mu}{\rho}$ — кинематический коэффициент вязкости воздуха, то Рейнольдсово число R выражается через упомянутые величины таким образом:

$$R = \frac{\rho \cdot V \cdot b}{\mu} = \frac{V \cdot b}{\nu}. \quad (1)$$

Для того, чтобы результаты испытания модели в трубе могли быть перенесены на машину натуральных размеров, следует соблюдать условие равенства Рейнольдсовых чисел, т. е.

$$R_{\text{мод}} = R_{\text{нат}}. \quad (2)$$

Практически это осуществить довольно трудно, так как в обыкновенных аэродинамических трубах уменьшение линейных размеров

самолета (на модели) пришлось бы компенсировать соответствующим увеличением скорости потока, что сильно усложняет и удорожает постановку опытов.

Кроме того, при больших скоростях потока, помимо Рейнольдсова числа, как на сопротивлении, так и на подъемной силе начинает довольно сильно сказываться влияние приближения скорости потока V к скорости звука c ¹⁾.

Американские опыты показывают, что, начиная от значения $\frac{V}{c} = 0,5$ и больше, за счет влияния $\frac{V}{c}$, поляры дужек получаются сильно искаженными²⁾.

Подробно здесь на этом вопросе мы останавливаться не будем, так как при опытах с моделями самолетов и у машин натуральных размеров такие скорости могут получиться только в исключительных случаях. Поправки на $\frac{V}{c}$ могут иметь практическое значение для быстротходных винтов.

Делались попытки удовлетворить равенство (2) другим путем — увеличением значений $R_{\text{мод}}$ за счет повышения давления в трубе. Для этого в Америке была построена герметическая труба³⁾, в которой воздух находился под давлением до 20 атм., и за этот счет продувки моделей крыльев могли быть произведены при больших сравнительно, значениях $R_{\text{мод}}$ ⁴⁾. Поэтому в современных аэродинамических трубах продувки моделей самолетов всегда производятся при других (меньших) Рейнольдсовых числах, чем это имеет место в полетных условиях, и следовательно, нас должен интересовать вопрос о том, как будет отражаться изменение Рейнольдсова числа на сопротивлении тех или иных деталей самолета, а также и на поляре всего самолета. С другой стороны, интересно сделать оценку изменения Рейнольдсовых чисел на самолете натуральных размеров, которое может происходить, во-первых, за счет изменения режима полета и, во-вторых, за счет изменения коэффициента вязкости воздуха μ , зависящего от температуры, которая с высотой меняется.

Начнем с влияния изменения Рейнольдсова числа на сопротивление отдельных деталей самолета, которое можно наблюдать путем рассмотрения результатов специально поставленных опытов.

Обратимся к нашей статье „Коэффициенты вредных сопротивлений самолета“.

Фиг. 1 показывает, что коэффициент сопротивления круглых гладких проволок с изменением Рейнольдсова числа может меняться

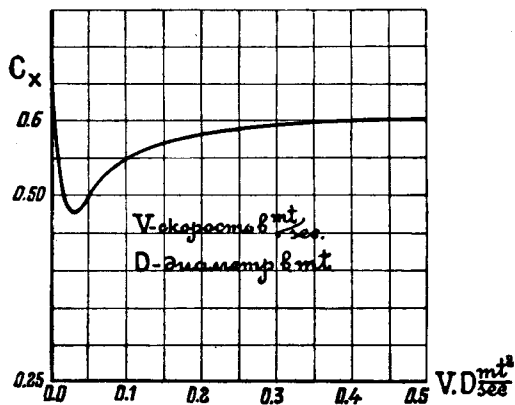
1) Скорость звука принимается $c = 330$ м/сек.

2) Report № 207, National Advisory Committee for Aeronautics. Washington.

3) Rep. № 221, NACA.

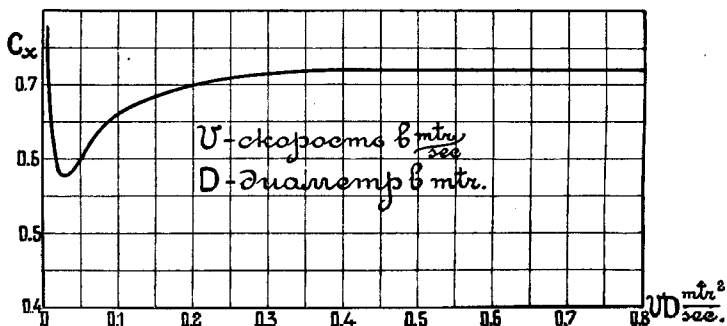
4) Значения $R_{\text{мод}}$ были получены такие: $R_{\text{мод}} = 3,6 \cdot 10^6 - 3,7 \cdot 10^6$. В обыкновенных же трубах довольно трудно получить значения $R_{\text{мод}} > 1,4 \cdot 10^6$.

в довольно больших пределах¹⁾. Например, при $VD \cong 0,03$ он имеет значение 0,48, а при $V \cdot D = 0,4$ и $>$ значение C_x повышается до 0,6; при очень же малых Рейнольдсовых числах этот коэффициент может доходить до $C_x = 1,5$. Этому закону будут подчиняться и гладкие круглые трубы, но они будут работать при больших Рейнольдсовых числах, чем проволоки. По английским²⁾ и немецким³⁾ продувкам выходит, что в диапазоне Рейнольдсовых чисел $R = 25\,000 - 175\,000$ (соответствующих $V \cdot D = 0,36 - 2,5$ при 760 мм Н_g и 15°С) коэффициент сопротивления остается неизменным и равным $C_x = 0,6$. Повидимому, этот диапазон охватит для труб все возможные в полете Рейнольдсовы числа.



Фиг. 1. Изменение коэффициента лобового сопротивления проволок круглого сечения в зависимости от $V \cdot D$.

Троссы подчиняются примерно тому же закону, что и проволоки, но только они имеют несколько большие коэффициенты сопротивления, а именно: коэффициенты их сопротивления больше приблизительно на 20 %, чем у проволок. Следовательно, кривая зависимости C_x от $V \cdot D$ ляжет немного выше кривой для проволок и будет иметь



Фиг. 2. Изменение коэффициента лобового сопротивления плетеных тросов в зависимости от $V \cdot D$.

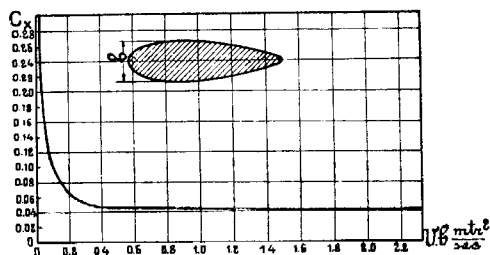
примерно такой характер, как на фиг. 2. Влияние Рейнольдсова числа на C_x профилированных проволок (лент) изучено недостаточно хорошо, но имеющиеся испытания показывают, что в этом случае закон изме-

¹⁾ На этой фигуре для удобства по оси абсцисс отложены не Рейнольдсовы числа, а $R \cdot \nu = V \cdot D$, так называемые характеристики опыта, с которыми нам придется встречаться и в дальнейшем изложении. Во всех таких случаях значение ν принимается постоянным и равным $\nu = 145,2 \cdot 10^{-7}$, что соответствует 760 мм Н_g и 15°С .

²⁾ Report № 900 1923—24 г. Aeronautical Research Committee. London.

³⁾ Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. II Lieferung.

нения C_x с изменением $V \cdot b$ ¹⁾ будет другой, нежели у круглой проволоки и тросов, и при увеличении $V \cdot b$ коэффициент сопротивления будет довольно быстро падать. В этом смысле профилированную проволоку, повидимому, можно отнести к профилированным стойкам или же к обтекателям труб, коэффициенты сопротивления которых в зависимости от $V \cdot b$ изменяются по закону фиг. 3.



Фиг. 3. Изменение коэффициента сопротивления стоек в зависимости от $V \cdot b$.

C_x колес в зависимости от Рейнольдсова числа изменяется незначительно и его можно считать постоянным. Коэффициенты сопротивления радиаторов в зависимости от R меняются тоже немного (при постоянной температуре воды), но они зависят от температуры воды в радиаторе, а учесть это изменение при лабораторных опытах с моделями, к сожалению, не представляется возможным. У корпусов фюзеляжей и лодок от значения $V \cdot \sqrt{F} = 4$ ²⁾ и больше, как показывают продувки, коэффициент сопротивления не меняется. При $V \cdot \sqrt{F} < 4$ закон изменения C_x для каждой из форм фюзеляжей и лодок может иметь свой характер и предопределить его довольно трудно. Продувки дужек хвостового оперения, в смысле изменения их поляры с Рейнольдсовым числом, будут вести себя примерно так же, как и профили несущих дужек и поэтому к ним могут быть приложимы результаты влияния Рейнольдсова числа на поляры крыльев самолета. На этом вопросе следует остановиться более подробно. Рассмотрение продувок различных профилей Геттингенской лаборатории³⁾, произведенных при разных R , позволяет сделать следующие заключения: коэффициент сопротивления обычных симметричных профилей при продувке их в пределах $R = \frac{V \cdot b}{\nu}$ ⁴⁾ $= 4 \cdot 10^5 - 1,6 \cdot 10^6$ остается без изменения, за исключением очень тонких профилей⁵⁾, у которых C_x начинает выдерживаться постоянным лишь начиная с $R = 10^6$. Несущие профили, в смысле изменения их поляры с Рейнольдсовым числом, ведут себя по-разному, в зависимости от формы профиля. У этих профилей, в зависимости от R , при постоянном угле атаки может меняться не только профильное сопротивление, но и его подъемная сила. Рассмотрение фиг. 4 показывает, что у тонкого профиля (профиль 358 Геттингенской лаборатории) при постоянном угле атаки можно наблюдать заметное увеличение C_y и уменьшение C_x с увели-

1) b — толщина ленты.

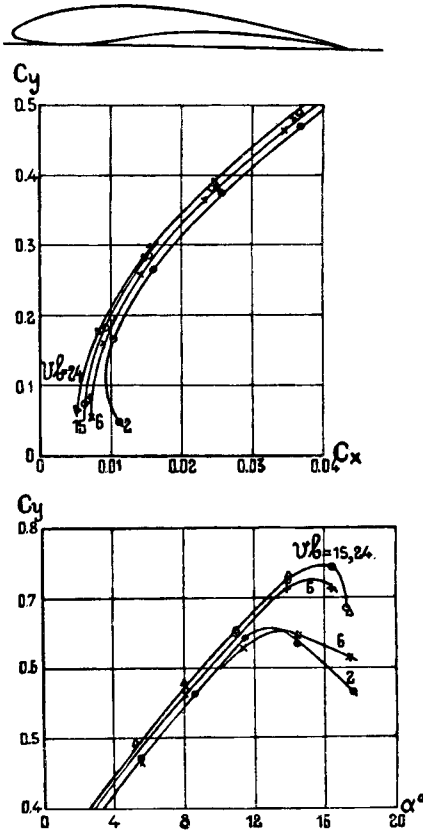
2) V — скорость в м/сек. F — площадь миделя в м.

3) R.&M. № 900. Aeronautical Research Committee for 1923—24, London, и Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. II Lieferung. 1923.

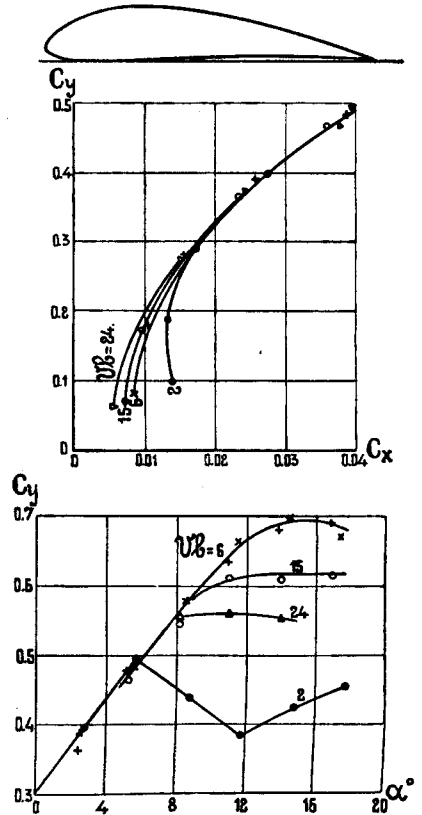
4) V — скорость в м/сек; b — хорда крыла в м; $\nu = 0,0000145$ м²/сек.

5) Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. III Lieferung. 1927.

чением $V \cdot b$ примерно до значения $V \cdot b = 15 \text{ м}^2/\text{сек}$. При $V \cdot b = 15$ и больше можно считать полярю неизменной. Следует заметить, что у такого профиля с увеличением R срыв струй начинается при больших углах атаки, и значение $C_{y \max}$ с увеличением R значительно увеличивается. На фиг. 5 изображены кривые продувок другой дужки, более толстой, но с меньшим выгибом с нижней стороны (профиль 289 Геттингенской лаборатории). Эти кривые показывают, что на



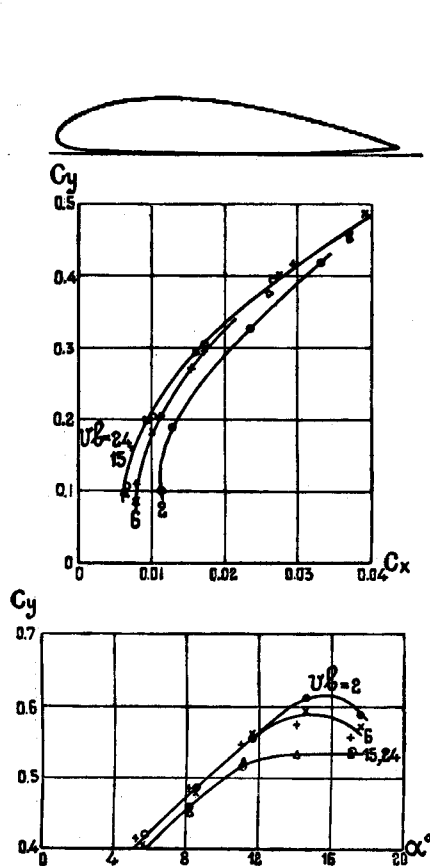
Фиг. 4.



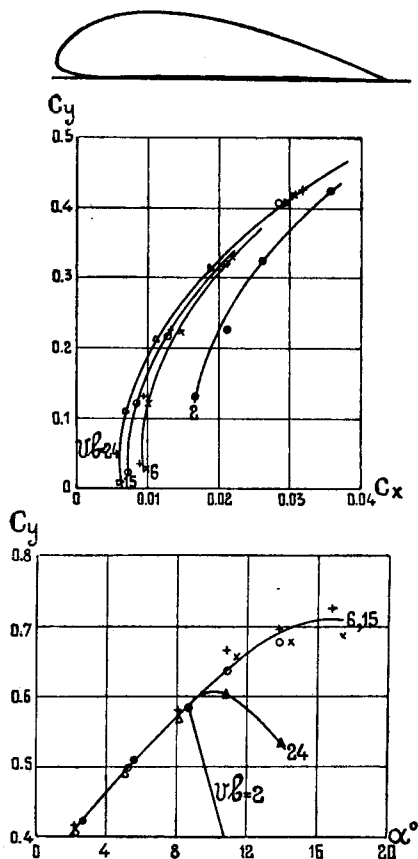
Фиг. 5.

участке поляры в пределах $C_y = 0 — 0,3$ Рейнольдсово число может оказывать на профильное сопротивление довольно большое влияние, но опять-таки данные продувок при $V \cdot b = 15 \text{ м}^2/\text{сек}$ и $V \cdot b = 24 \text{ м}^2/\text{сек}$ можно считать совпадающими. Наиболее позднее начало срыва струй у этой дужки получилось при $V \cdot b = 6$; при этом же значении $V \cdot b$ получился и наибольший $C_{y \max}$. Наименьшее значение $C_{y \max}$ получилось при $V \cdot b = 2$; значения же $C_{y \max}$, полученные при $V \cdot b = 15 — 24$, лежат между упомянутыми выше. На фиг. 6 рассматриваются результаты продувок другой дужки (профиль 367 Геттингенской лаборатории), примерно такой же относительной толщины, что и предыдущая, но с выпуклой нижней поверхностью. Кривые показывают, что в этом случае влияние R на полярю крыла оказывается в больших пределах,

чем это имеет место в предыдущем случае. Поляры продувки этой дужки, произведенные при $V \cdot b = 15-24$, совпадают между собой; по мере увеличения $V \cdot b$ значение $C_{y \max}$ уменьшается; при $V \cdot b = 15$ и 24 значения $C_{y \max}$ равны между собой. Более сильное влияние R сказалось на поляре еще более толстой дужки (профиль 390 Геттингенской лаборатории) (фиг. 7). Здесь особенно большая разница получилась



Фиг. 6.



Фиг. 7.

в профильном сопротивлении этой дужки при $V \cdot b = 2$ по сравнению с $V \cdot b = 24$. Разница же между полярами, полученными при $V \cdot b = 15$ и $V \cdot b = 24$ опять получилась невелика и их можно практически считать совпадающими. Максимальное значение C_y получилось в данном случае при $V \cdot b = 6$ и $V \cdot b = 15$; в случае же отклонения от указанных $V \cdot b$ в ту или другую сторону начало срыва струй наступает ранее, и значение $C_{y \max}$ значительно уменьшается. Следовательно, результаты рассмотрения фиг. 4—7 позволяют сделать такие общие заключения: при увеличении $V \cdot b$ от значений 2 до значения 15 профильное сопротивление несущих дужек уменьшается; далее можно считать, что, начиная с $V \cdot b = 15$ ($R = 1,05 \cdot 10^6$) и больше, влияние R на профильное сопротивление не сказывается; у тонких выпукло-

вогнутых профилей при увеличении R увеличивается как значение $C_{y \max}$, так и значение посадочного угла $\alpha_{\text{пос}}$ (фиг. 4); у дужек толстых (фиг. 5, 6, 7) при увеличении R происходит обратная картина, т.е. при увеличении R значения $C_{y \max}$ и $\alpha_{\text{пос}}$ уменьшаются, при чем в некоторых случаях (фиг. 5) уменьшение может оказываться очень значительным.

§ 2. Рейнольдсовы числа у самолета натуральных размеров. Получение поляры самолета из продувки модели.

Посмотрим теперь, каковы же могут быть Рейнольдсовы числа у крыльев самолета натуральных размеров, как они могут изменяться за счет изменения режима полета и как может сказываться на значении R изменение с высотой полета коэффициента вязкости воздуха μ и относительной плотности $\Delta = \frac{\rho_z}{\rho_0}$.

Возьмем современный истребитель бипланного типа и оценим, приближенно возможные для него значения R . Если взять хорду крыльев 1,4 м, максимальную скорость полета $V_{\max} = 270 \text{ км/час.} = 75 \text{ м/сек}$, посадочную скорость $V_{\text{пос}} = 90 \text{ км/час.} = 25 \text{ м/сек}$, то можно сказать, что для такой машины при постоянном $\nu = 0,00001452 \text{ м}^2/\text{сек}$ (соответ. 760 мм Hg и 15° C) значения R приблизительно будут лежать в пределах:

$$R = 7,2 \cdot 10^6 - 2,4 \cdot 10^6. \quad (3)$$

Для большого самолета монопланного типа при $V_{\max} = 180 \text{ км/час.}$; $b = 5 \text{ м}$; $V_{\text{пос}} = 90 \text{ км/час.}$ значения R могут изменяться в пределах:

$$R = 17,2 \cdot 10^6 - 8,6 \cdot 10^6. \quad (4)$$

Вот при каких Рейнольдсовых числах работает крыло самолета натуральных размеров. Самое малое из этих чисел, равное $R = 2,4 \cdot 10^6$, все-таки больше R , приведенных на фиг. 4—7, почти в 1,5 раза.

Возьмем теперь случай, когда режим полета остается неизменным, а меняется высота полета. Этот случай соответствует полету на экономическом режиме.

Коэффициент вязкости воздуха изменяется с температурой по закону ¹⁾:

$$\mu = 17,2 \cdot 10^{-7} (1 + 0,003665 t), \quad (5)$$

где t — температура в $^\circ \text{C}$, а так как в международной стандартной атмосфере температура связывается с высотой формулой:

$$t = 15 - 0,0065 Z, \quad (6)$$

где Z — высота в метрах, то изменение вязкости воздуха с высотой выразится так:

$$\mu_z = 18,15 \cdot 10^{-7} \cdot (1 - 0,0000226 Z) = \mu_0 (1 - 0,0000226 Z). \quad (7)$$

¹⁾ Формула взята из „Energie-Umwandlungen in Flüssigkeiten“, Dönat Banki. Erste Band. 1921.

Изменение же с высотой относительной плотности воздуха происходит по закону:

$$\Delta = \frac{\rho_z}{\rho_0} = \left(1 - \frac{Z}{44\,300}\right)^{4,256}. \quad (8)$$

Скорость, необходимая для полета при постоянном режиме, изменяется с высотой, как известно, по формуле:

$$\frac{V_z}{V_0} = \sqrt{\frac{1}{\Delta}}. \quad (9)$$

Следовательно, изменение Рейнольдсова числа с высотой полета при постоянном режиме самолета будет происходить по закону:

$$\frac{R_z}{R_0} = \frac{\rho_z \cdot V_z \cdot \mu_0}{\rho_0 \cdot V_0 \cdot \mu_z}. \quad (10)$$

Подставляя в эту формулу значения $\frac{\rho_z}{\rho_0}$, $\frac{V_z}{V_0}$ и $\frac{\mu_z}{\mu_0}$ из формул (7), (8) и (9) и производя соответствующие сокращения, окончательно получим, что изменение Рейнольдсова числа с высотой при полете самолета при постоянном режиме в условиях международной стандартной атмосферы будет окончательно выражаться по формуле:

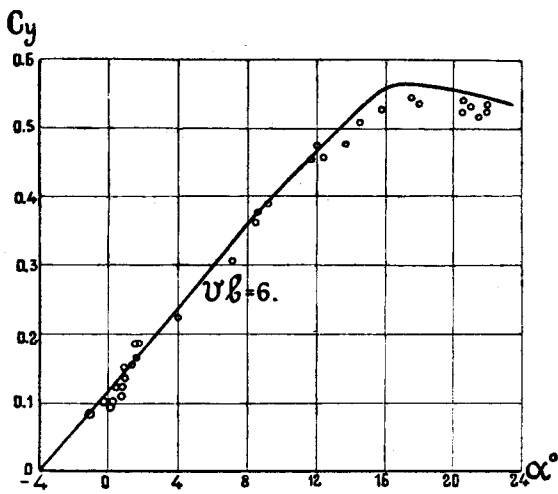
$$\frac{R_z}{R_0} = \left(1 - \frac{Z}{44\,300}\right)^{1,13}. \quad (11)$$

Эта формула показывает, что Рейнольдсовы числа различных деталей самолета при постоянном режиме его полета (экономический, наивыгоднейший) будут изменяться с высотой почти линейно и довольно медленно. Данные изменения ρ , μ , ν и $\frac{R_z}{R_0}$ с высотой международной стандартной атмосферы приводятся в нижеследующей таблице:

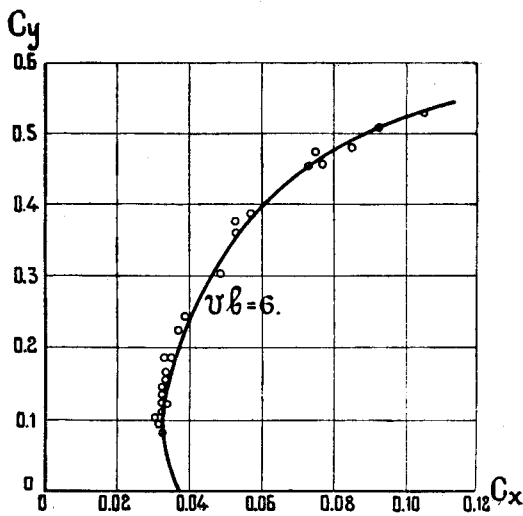
$Z \text{ м}$	ρ_z	μ_z	$\nu_z = \frac{\mu_z}{\rho_z}$	$\frac{R_z}{R_0}$
0	0,1250	$18,15 \cdot 10^{-7}$	$145,2 \cdot 10^{-7}$	1,0000
1 000	0,1134	$16,74 \cdot 10^{-7}$	$156,4 \cdot 10^{-7}$	0,9745
2 000	0,1027	$17,33 \cdot 10^{-7}$	$168,6 \cdot 10^{-7}$	0,9491
3 000	0,0927	$16,92 \cdot 10^{-7}$	$182,5 \cdot 10^{-7}$	0,9237
4 000	0,0835	$16,51 \cdot 10^{-7}$	$197,7 \cdot 10^{-7}$	0,8986
5 000	0,0751	$16,10 \cdot 10^{-7}$	$214,4 \cdot 10^{-7}$	0,8732
6 000	0,0673	$15,69 \cdot 10^{-7}$	$233,1 \cdot 10^{-7}$	0,8482
7 000	0,0601	$15,28 \cdot 10^{-7}$	$254,2 \cdot 10^{-7}$	0,8231
8 000	0,0536	$14,87 \cdot 10^{-7}$	$277,4 \cdot 10^{-7}$	0,7982
9 000	0,0476	$14,45 \cdot 10^{-7}$	$303,8 \cdot 10^{-7}$	0,7734
10 000	0,0421	$14,05 \cdot 10^{-7}$	$333,6 \cdot 10^{-7}$	0,7487

Данные этой таблицы в сопоставлении с минимальными значениями R у самолета натуральных размеров (равенство 3) позволяют сделать заключение, что у современных самолетов наиболее важная их часть—крылья—и на высоте работают всегда при больших Рейнольдсовых числах, чем это имеет место при продувке моделей в трубе, так как в современных трубах получить значения R для крыльев модели больше $R = 1,4 \cdot 10^6$ довольно трудно.

Для того, чтобы знать, как будет вести себя поляр самолета за пределами R , которые можно получить при продувке модели в трубе, лучше всего, конечно, сделать сравнение поляр полных моделей самолета с полярными, снятыми с самолета в воздухе,—в его естественных



Фиг. 8.



Фиг. 9.

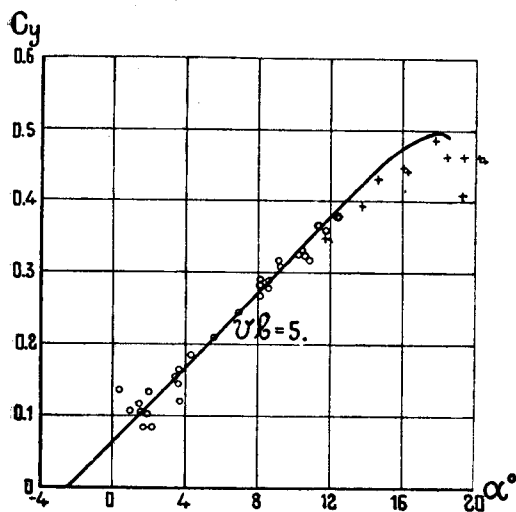
условиях полета. Такие опыты производились в Америке и в Западной Европе и, как на наиболее надежные, можно указать на английские опыты¹⁾. Фиг. 8 и 9 показывают, что точки поляры, полученные путем испытания самолета Bristol Fighter (двухстоечный биплан) в воздухе достаточно хорошо определяют кривые испытаний его полной модели в трубе. Продувка модели, взятой в $1/5$ натуральной величины, была произведена при скорости потока $V = 18 - 20$ м/сек.; значения $V \cdot b$ были примерно равны $V \cdot b = 6$. Испытания в трубе меньшей модели (масштаб $1/10$ натуральной величины) того же самолета, хотя и при больших скоростях ($V = 25$ м/сек.), дают худшее схождение с испытанием в воздухе. Этого и следовало ожидать, так как значение $V \cdot b$ в данном случае было равно лишь $V \cdot b = 3,8$.

Испытание другой модели того же самолета (одностоечный биплан $\lambda = 4,69$) в $1/10$ натуральной величины при $V \cdot b \cong 5$ показывает, что точки, полученные из испытания самолета в воздухе (фиг. 10), дают несколько больший разброс в стороны от кривой C_y по углам

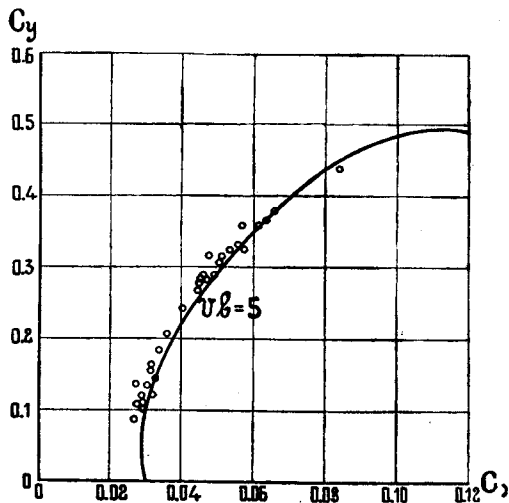
¹⁾ R. & M. № 900. Vol. 2. 1923—24 г. Aeronautical Research Committee. London.

атаки, чем это имело место на фиг. 8, в смысле же профильного сопротивления заметно отклонение точек на всем летном диапазоне C_y (фиг. 11).

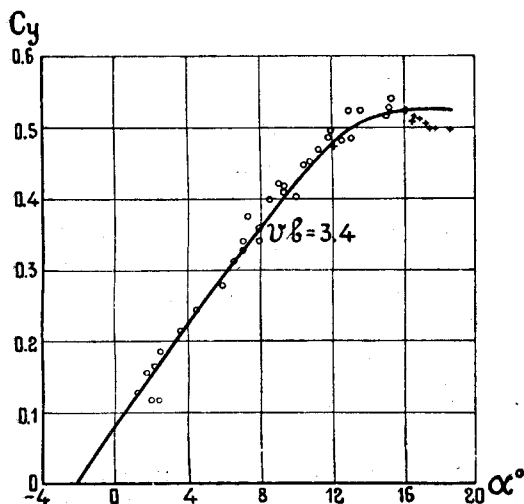
Испытание того же Bristol Fighter (трехстоечный биплан $\lambda = 9,73$), произведенное в воздухе, и продувка его модели в трубе (модель $1/10$



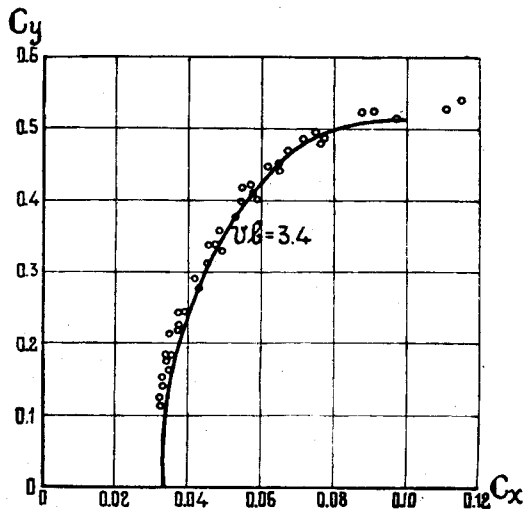
Фиг. 10.



Фиг. 11.



Фиг. 12.



Фиг. 13.

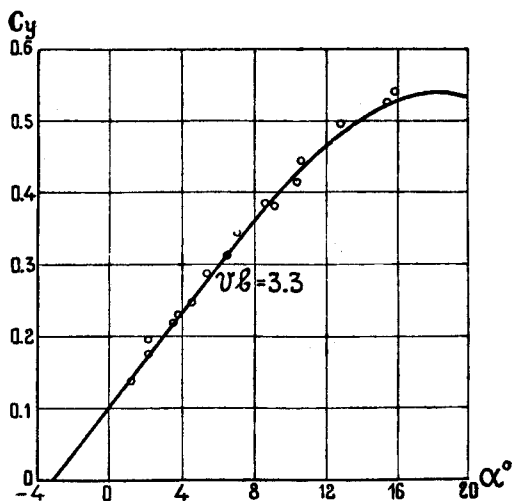
натуральной величины) при $V \cdot b = 3,4$ показывают, что в смысле изменения C_y по углам атаки испытания дают хорошее схождение с продувкой модели (фиг. 12). Судя же по поляре (фиг. 13), можно сказать, что точки, полученные в воздухе, дают заметно меньшее профильное сопротивление, чем поляры модели.

Продувка же модели биплана ВЕ 2С в $1/12$ натуральной величины при скорости $V = 25$ м/сек., что соответствовало значениям $V \cdot b = 3,3$,

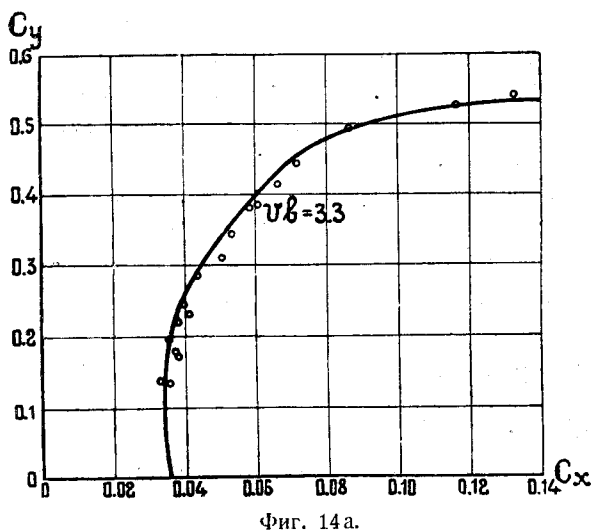
показывает, что в данном случае даже такого небольшого значения $V \cdot b$ оказалось достаточным, чтобы получить приличное схождение с опытом в воздухе (фиг. 14 и 14а) но возможно, что это объясняется ошибкой опыта.

Фиг. 15 показывает характер изменения коэффициентов подъемной силы C_y по углам атаки, полученных по продувкам модели (при трех различных значениях $V \cdot b$), и из опытов в воздухе¹⁾ для симметричного профиля R.A.F. 30 (профиль, очень близко подходящий к профилю № 459 Геттингенской лаборатории). Из нее видно, что на участке от 0 до 14° схождение продувок с опытами в воздухе получается хорошее, но в этом случае увеличение Рейнольдсова числа очень сильно (на 50%) сказалось на $C_{y_{\max}}$, который получился при 20° (вместо 15° при продувке модели).

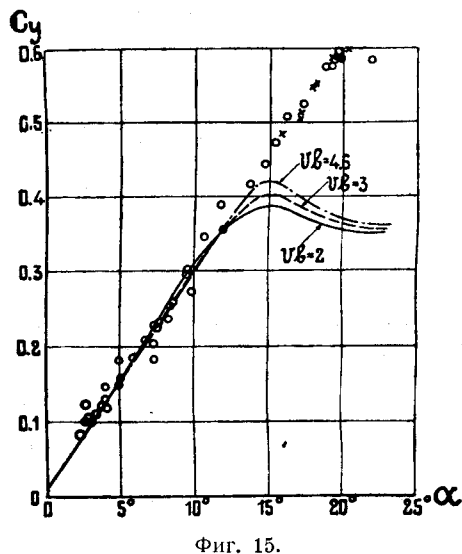
Рассмотрение фигур 4 — 15 позволяет сделать заключение, что за пределами Рейнольдсовых чисел, которые возможно получить при продувке



Фиг. 14.



Фиг. 14а.



Фиг. 15.

модели в трубе ($V \cdot b > 24$), поляра самолета остается более или менее неизменной. Для получения более или менее надежных результатов из продувки модели самолета на летных углах атаки следует производить при значении $V \cdot b$ не менее 6 $\text{м}^2/\text{сек.}$, где V —скорость потока

¹⁾ R. & M. № 1052. Aeronautical Research Committee. London.

в трубе в $m/сек.$, а b —хорда крыльев модели самолета в метрах. Для полного же выявления индивидуальностей ¹⁾ профилей на всей полярке самолета продувки моделей желательно производить при значениях $V \cdot b$ не менее $15 \text{ м}^2/сек.$ ²⁾.

Надо все же отметить, что недостаточное количество опытов, произведенных пока с самолетом в натуру, не позволяет окончательно судить о той или иной сходимости продувок малых моделей и натуральных самолетов. Вопрос о переходе от модели к натуре все же находится еще в стадии исследования, и четкого критерия по этому вопросу сейчас еще не получено.

В виду того, что при продувке моделей самолетов такие тонкие детали самолета, как ленты, проволоки и троссы, будет работать при очень малых Рейнольдсовых числах, дающих для них очень большие коэффициенты сопротивления,—продувки модели лучше производить в отсутствии таких деталей, так как сопротивление их с учетом закрепления концов достаточно точно может быть подсчитано по таблицам из нашей статьи „Коэффициенты вредных сопротивлений самолета“ и прибавлено к полярке самолета. Это же самое, повидимому, можно сказать и относительно таких деталей, как, например, стоек, подкосов, ног шасси, костыля, так как влияние их сказывается в полярке самолета главным образом на сопротивлении.

§ 3. Кривые Пэно в координатах тяги и мощности.

В окончательном аэродинамическом расчете самолета при определении потолка, горизонтальных и вертикальных скоростей можно пользоваться, как и в предварительном аэродинамическом расчете, также кривыми Пэно. Кривые Пэно могут быть в координатах тяги и скорости (фиг. 16) и в координатах мощности и скорости (фиг. 17).

Способ пользования первым методом достаточно подробно изложен в нашей предыдущей статье „Предварительный аэродинамический расчет самолета“ и потому здесь мы останавливаться на нем не будем, а скажем только несколько слов о построении кривых Пэно в координатах мощности и скорости. Из основных уравнений подъемной силы и сопротивления самолета

$$G_0 = C_y \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \quad (12)$$

и

$$Q = C_x \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \quad (13)$$

можно получить, что скорость, необходимая для горизонтального полета самолета на каком-нибудь режиме, равна:

$$V = \sqrt{\frac{G_0}{C_y \cdot \rho \cdot S}}, \quad (14)$$

¹⁾ Например, начало и характер срыва струй при углах, близких к посадочному и к пикированию, а также абсолютная величина значения $C_{y_{\text{тах}}}$ при больших значениях $V \cdot b$.

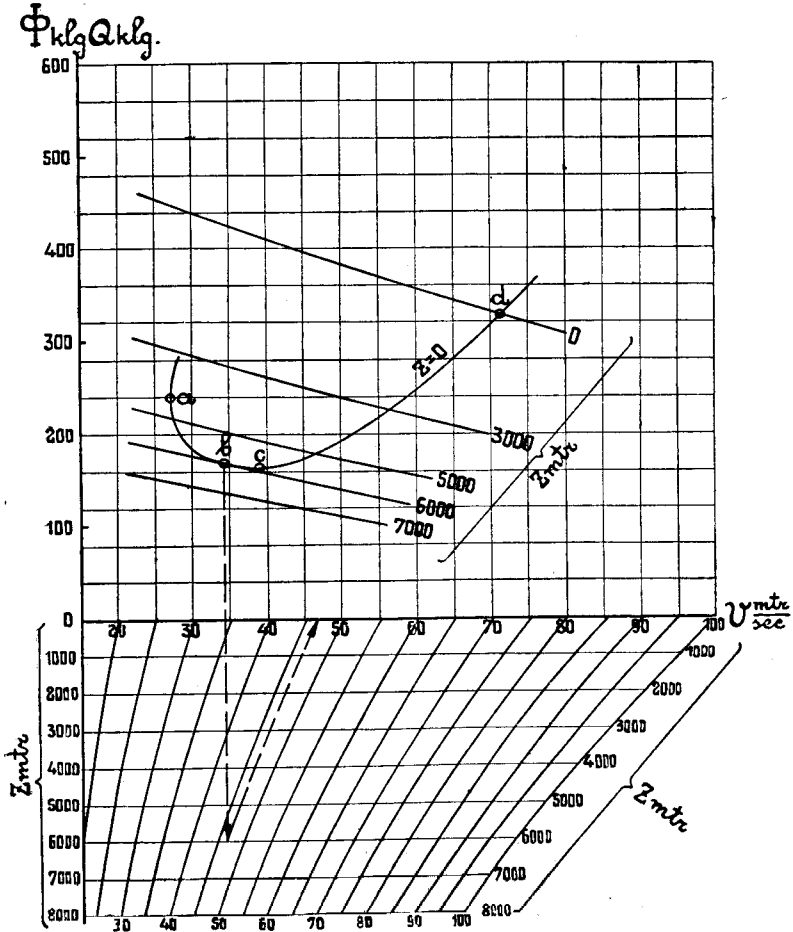
²⁾ Следует отметить, что такие значения $V \cdot b$ могут быть получены только в двух лабораториях, а именно: в лаборатории ЦАГИ и американской лаборатории N. A. S. A.

где G_0 —полный вес самолета в кг; S —поверхность крыльев в m^2 ; C_y —коэффициент подъемной силы, а ρ —плотность воздуха. Мощность же, необходимая для горизонтального полета самолета при том же режиме, равна:

$$N_{л. с.} = \frac{C_x \cdot \rho \cdot S \cdot V^3}{75}, \quad (15)$$

где C_x —коэффициент сопротивления всего аппарата.

Если по формулам (14) и (15) подсчитать значения скоростей и мощностей, потребных для горизонтального полета при всех его режи-



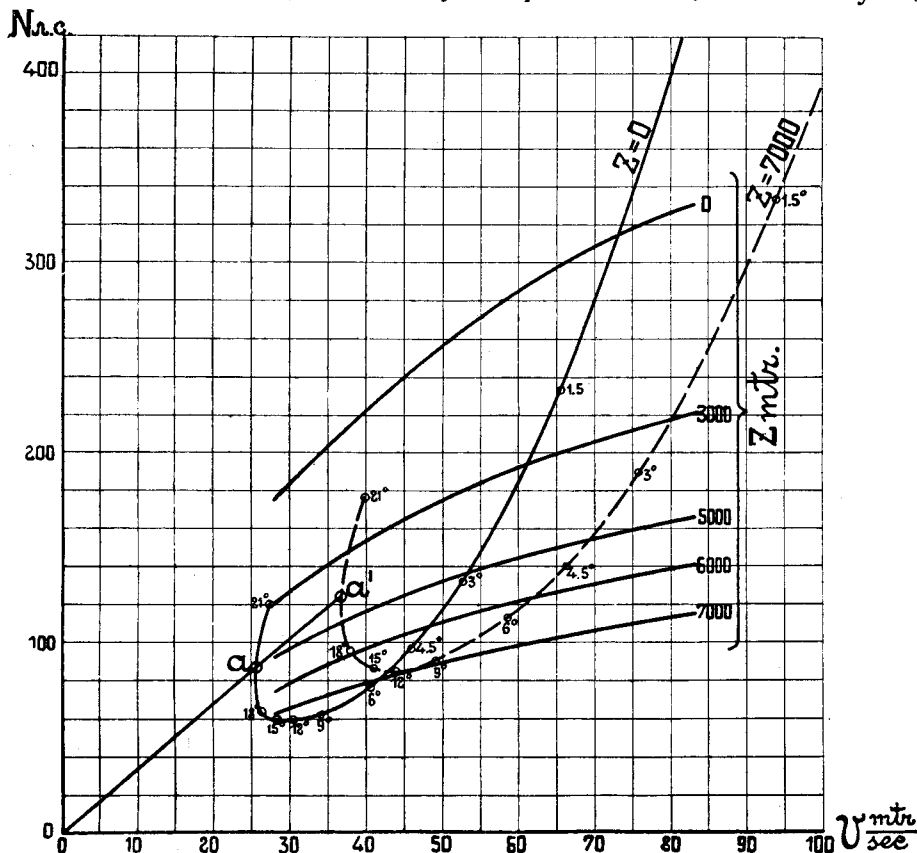
Фиг. 16.

мах, то можно по полученным данным построить кривую, которая и называется кривой Пэно (фиг. 17). Легко вывести, что скорости и мощности, потребные для горизонтального полета самолета при том же режиме на высоте, имеющей плотность воздуха Δ , будут изменяться по закону:

$$\frac{N_z}{N_0} = \frac{V_z}{V_0} = \sqrt{\frac{1}{\Delta}}. \quad (16)$$

Следовательно, имея кривую потребных мощностей у земли, легко построить кривую и для высоты.

Для этого, соединив каждую точку a кривой Пэно для земли вектором oa с началом координат (фиг. 17) и увеличив его в $\sqrt{\frac{1}{\Delta}}$ раз, на его конце получают точку a' кривой Пэно, соответствующую



Фиг. 17.

тому же режиму полета на высоте. На фиг. 17, для примера, пунктиром изображена кривая Пэно, построенная для высоты 7000 м. Можно и в этом случае ограничиться построением одной только кривой Пэно для земли, но в этом случае приходится строить такую же сетку дополнительных масштабов, как на фиг. 16, и для оси ординат. Высотные характеристики винто-моторной группы в этом случае приходится строить сообразуясь с соответствующими масштабами обеих сеток.

§ 4. Высотная характеристика мотора и винто-моторной группы. Учет взаимного влияния винта и частей самолета.

Подробно о построении высотной характеристики мотора, а также о сочетании характеристики мотора с характеристиками винта нами уже было сказано в одной из предыдущих статей¹⁾. Построение высотной

¹⁾ Построение высотной характеристики винто-моторной группы.

характеристики мотора при отсутствии испытания в высотной камере следует производить по формуле:

$$\frac{N_z}{N_0} = \left(1 - \frac{Z}{44\,300}\right)^{5,545}, \quad (17)$$

где N_z —эффективная мощность мотора на высоте Z м; N_0 —эффективная мощность мотора у земли. У высотных моторов при пользовании формулой (17) вместо мощности мотора у земли следует брать его эквивалентную¹⁾ мощность у земли.

Учет взаимного влияния винта и частей самолета в окончательном аэродинамическом расчете следует производить методом, достаточно подробно изложенным в нашей статье „Предварительный аэродинамический расчет самолета“, а поэтому здесь о нем мы говорить также не будем. Разница в учете этого взаимного влияния в обоих случаях аэродинамического расчета заключается только в том, что в окончательном аэродинамическом расчете коэффициент сопротивления фюзеляжа определяется в каждом частном случае по данным специальной продувки фюзеляжа. Кроме того, в результате продувок модели самолета на устойчивость окончательно уже известна площадь хвостового оперения и в процессе постройки выявлена та часть всех остальных деталей самолета, которая находится в струе винта.

§ 5. Определение скороподъемности самолета. Потолок. Барограмма. Учет выгорания горючего.

Для суждения о скороподъемности самолета в условиях международной стандартной атмосферы требуется знать вертикальные скорости самолета на нескольких высотах, которые, как уже говорилось в „Предварительном аэродинамическом расчете самолета“, достаточно точно определяются по наибольшему избытку мощности развиваемой винто-моторной группы над тошностью, потребной для установившегося горизонтального полета самолета.

Для определения максимума избытка мощности на каждой высоте лучше всего строить кривые этих избытков мощности в функции скорости, как для примера это сделано на фиг. 18. Тогда наибольшая вертикальная скорость при подъеме самолета получается по формуле:

$$u_{\max} = \frac{(N_{\text{изб}})_{\max} \cdot 75}{G_0}, \quad (18)$$

где $N_{\text{изб}}$ —избыток мощности в лошадиных силах, а G_0 —полный вес самолета в кг.

Получив ряд значений вертикальных скоростей на нескольких высотах, нанеся их на график в функции высоты и соединив точки плавной кривой, в пересечении этой кривой с осью ординат получают

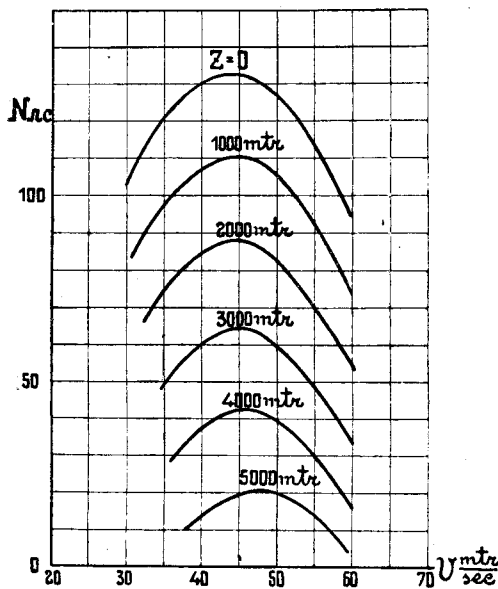
¹⁾ Ibid.

абсолютный потолок самолета, а по предельной вертикальной скорости, равной

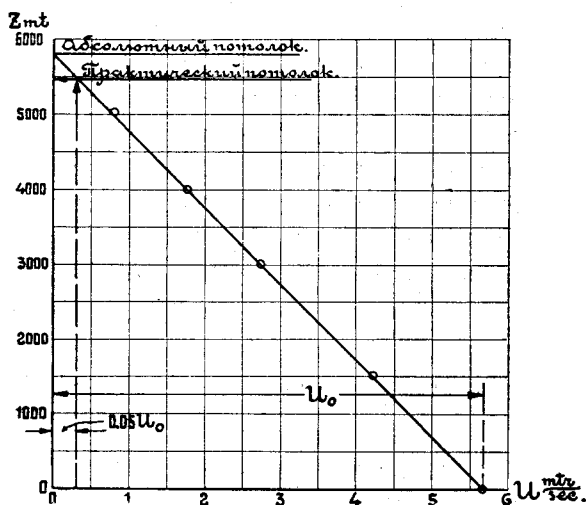
$$u_{\text{пр}} = 0,05 u_0, \quad (19)$$

его практический потолок (фиг. 19).

Кривая изменения времени подъема в функции высоты, называемая барограммой самолета, находится по кривой изменения вертикальных скоростей таким же способом, как и в „Предварительном аэродинамическом расчете самолета“.



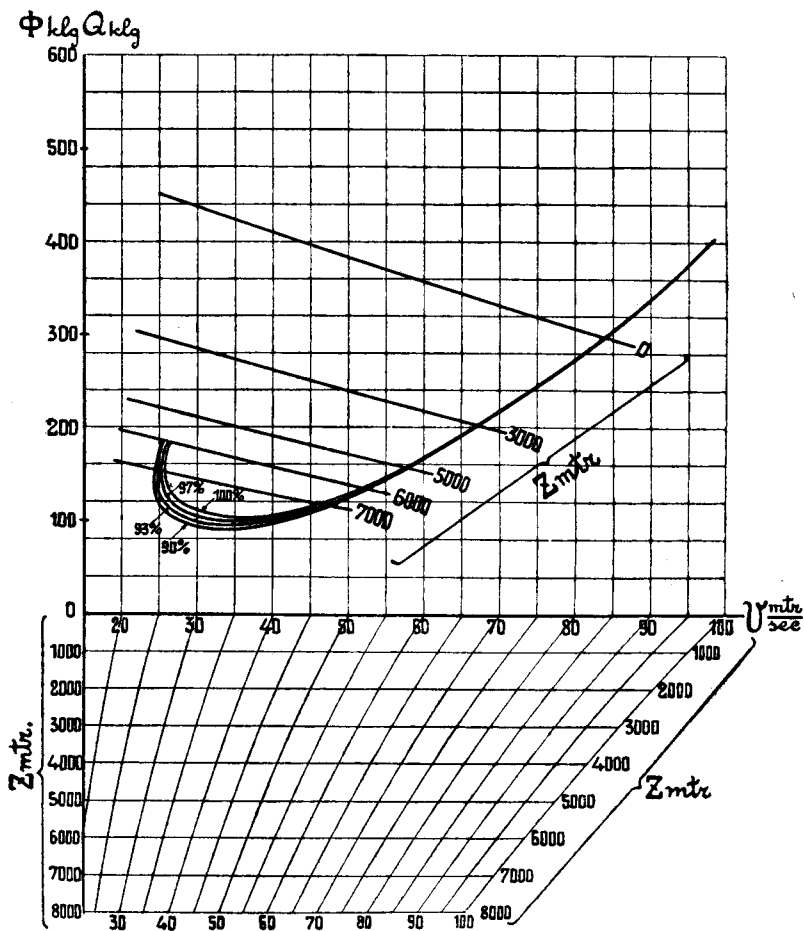
Фиг. 18. Кривые избытков мощности на различных высотах.



Фиг. 19.

По мере забираания самолетом высоты вследствие выгорания горючего, вес самолета уменьшается и, следовательно, кривая Пэно должна меняться. Посмотрим, как же может сказаться изменение веса машины на избытках мощности на различных высотах. Влияние изменения веса повидимому, больше всего должно сказываться на кривых Пэно самолетов с малой нагрузкой на лошадиную силу, но такие машины более быстроподъемны и влияние выгорания, за этот счет, у них несколько уменьшается. Если взять машину с нагрузкой в 2,5 кг/л. с., то это изменение веса на кривой Пэно отобразится так, как для примера показано на фиг. 20, где берется уменьшение веса машины за счет выгорания до 10%. Из нее видно, что наиболее заметное влияние веса машины будет сказываться на участке кривой Пэно, лежащем между наивыгоднейшим режимом и посадочной скоростью. На участке максимальных горизонтальных скоростей такое изменение веса машины на характере кривой Пэно совсем не отзывается. Здесь это влияние будет только оказываться на режиме самолета (при той же скорости самолета будет немного изменяться угол атаки крыльев),

абсолютные же значения скоростей остаются без изменения. Примерные расчеты показывают, что у такой машины влияние изменения веса на всем могущем интересовать нас участке барограммы (первые 20 мин) будет настолько малым, что его можно совершенно не учитывать. То же самое можно сказать и про машины с большой нагруз-



Фиг. 20.

кой на лошадиную силу, у которых процент изменения веса (α , следовательно, и влияние его на кривую Пэно) будет оставаться примерно, таким же, а даже, может быть, еще меньше.

Если аэродинамический расчет самолета производится кривыми Пэно в координатах тяги и скорости, то все же в случае надобности¹⁾, влияние изменения веса машины на ее аэродинамические характеристики проще всего и нагляднее делать таким же способом, как на фиг. 20, т.е. построением тех же кривых потребных тяг для установившегося горизонтального полета самолета для нескольких различных весов машины.

¹⁾ Изменение веса машины может оказывать большое влияние при длинных перелетах.

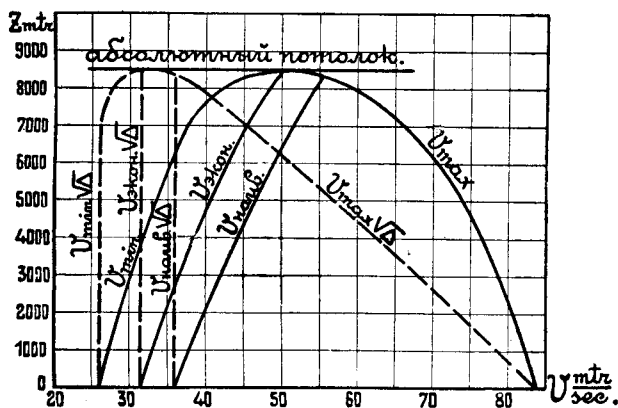
§ 6. Изменение скоростей самолета на различных режимах полета в зависимости от высоты.

Когда аэродинамический расчет самолета производится при помощи кривых Пэно (фиг. 16) или (фиг. 17), то определение скоростей самолета на разных режимах полета близ земли и на высоте не представляет никакого труда, так как скорости при любом режиме полета читаются непосредственно по фиг. 16 или фиг. 17.

Но иногда интересно бывает знать не только отдельные точки, но и весь закон изменения с высотой скоростей самолета при различных режимах полета. Фиг. 20 показывает, что по мере забирая самолета высоты диапазон возможных скоростей горизонтального полета суживается и на высоте абсолютного потолка возможна уже только одна скорость горизонтального полета при угле атаки, близком к экономическому. Если пользуясь фиг. 20, взять значение максимальных, минимальных, экономических и наивыгоднейших скоростей самолета при различных высотах полета и нанести эти значения на график в функции высоты, то получим кривые, изображающие полностью закон изменения с высотой скоростей на всех режимах. На фиг. 21 эти кривые изображены сплошными линиями.

Если на самолете стоит указатель скорости, градуированный по скоростному напору, то, как известно, он показывает не истинную воздушную скорость, а

$$V_{\text{сафа}} = V_{\text{ист.}} \cdot \sqrt{\Delta} \quad (20)$$



Фиг. 21.

Следовательно, показания такого указателя скорости на тех же режимах полета будут изображаться на фиг. 21 пунктирными кривыми. Такие кривые бывают весьма полезны в тех случаях, когда нужно поручить летчику выдерживать самолет на определенном жалательном режиме.

Однако следует заметить, что правильность показания сафа зависит от его установки и от начальной градуировки и, в большинстве

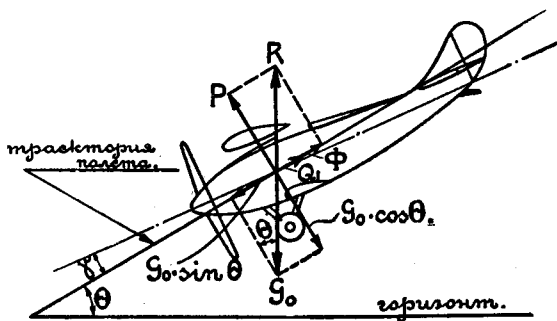
случаев, показания сафа нуждаются в поправках ¹⁾. Формула 20 справедлива только для правильно показывающего сафа, начальная градуировка которого произведена при $\rho_0 = 0,125$.

§ 7. Построение указателей глиссад самолета, снижающегося по прямолинейным траекториям.

В окончательном аэродинамическом расчете самолета можно рассматривать три случая установившегося снижения самолета по прямолинейным траекториям при постоянной плотности воздуха, а именно:

- 1) планирование с мотором, работающим на дросселе при тяге винта равной нулю;
- 2) планирование с выключенным мотором (винт остановлен или же крутится, как ветрянка) и
- 3) полет самолета со снижением при моторе, работающем на полном газе.

Когда аэродинамический расчет самолета делается с помощью кривых Пэно в координатах тяги и скорости, то определение скоростей скольжения самолета по глиссадам, составляющим различные углы θ с горизонтом (фиг. 22), во всех перечисленных случаях удобно производить методом, описанным ниже. При таком установившемся полете на самолет действует сила тяжести, равная полному весу самолета G_0 , и положительная или отрицательная тяга винта Φ , которые уравниваются силой R , равнодействующей воздушных сил.



Фиг. 22.

Разлагая силу R на два компонента (фиг. 22), один из которых перпендикулярен к траектории полета, а другой параллелен ей, для условий статического равновесия можно написать

$$\Phi = Q_1 - G_0 \cdot \sin \theta, \quad (21)$$

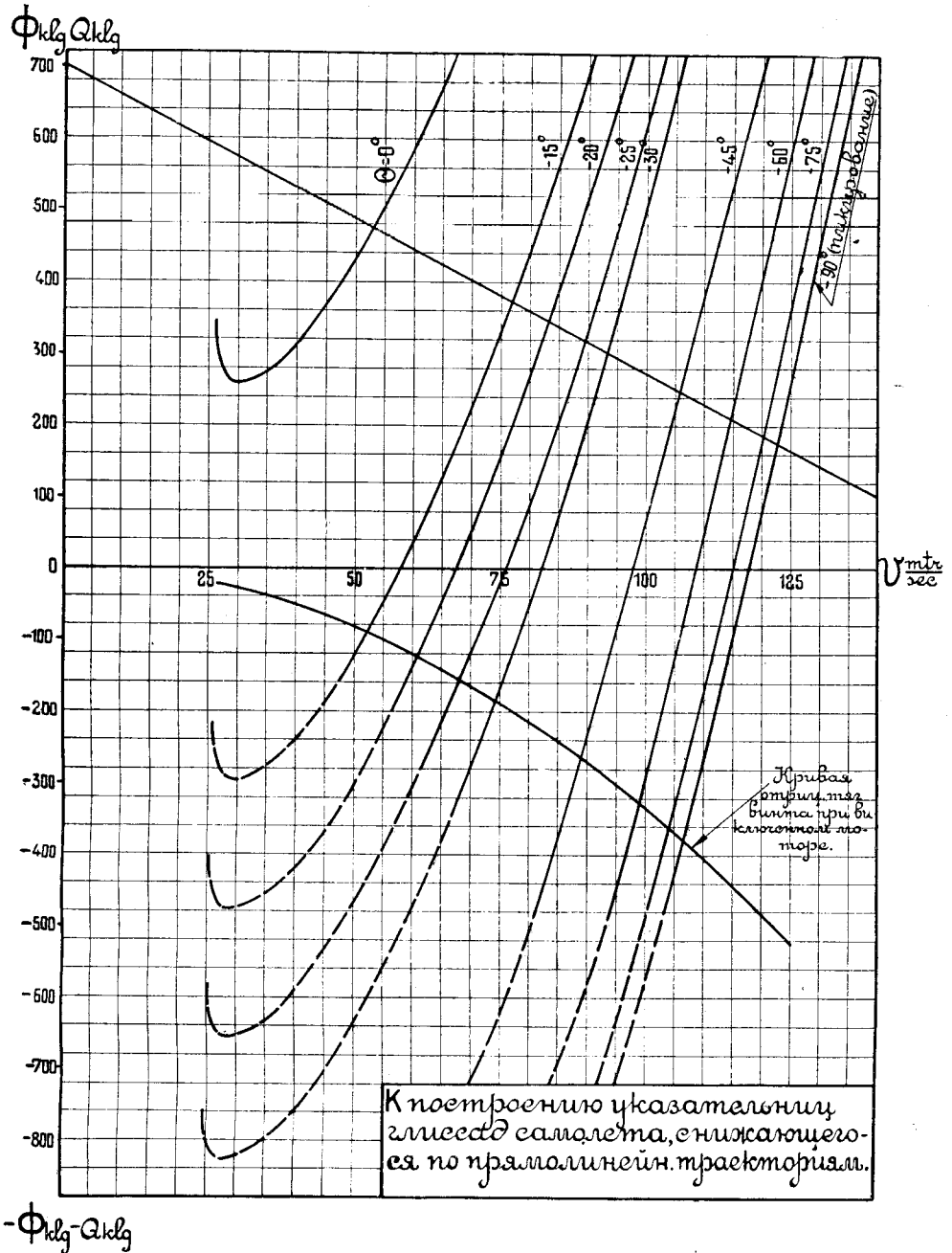
$$P = G_0 \cdot \cos \theta, \quad (22)$$

где Φ — есть положительная или отрицательная тяга винта в кг; $Q_1 = C_x \cdot \rho \cdot S \cdot V^2$ — лобовое сопротивление самолета без винта в кг; G_0 — полный вес самолета в кг; θ — угол траектории с горизонтом; $P = G_0 \cdot \cos \theta = C_y \cdot \rho \cdot S \cdot V^2$ — подъемная сила крыльев самолета; ρ — плотность воздуха, и S — площадь крыльев в m^2 .

¹⁾ О тарировке сафа на установку и о поправках на начальную градуировку сказано в нашей статье: „Международная стандартная атмосфера и приведение к ней результатов полетных испытаний самолетов“.

Скорость, потребная для полета самолета под углом θ к горизонту, определяется из уравнения (22)

$$V = V \sqrt{\frac{G_0 \cdot \cos \theta}{C_y \cdot \rho \cdot S}} \quad (23)$$



Фиг. 23.

Обозначая в формуле (21) Φ через $Q_{\text{потр.}}$, подставляя вместо Q_1 его значение $C_x \cdot \rho \cdot S \cdot V^2$ и заменяя из формулы (23) V^2 через

$\frac{G_0 \cdot \cos \Theta}{C_y \cdot \rho \cdot S}$, получим формулу, выражающую тягу, потребную для полета самолета при любом режиме (определяющемся значением $\frac{C_y}{C_x}$) и при любом угле Θ , а именно:

$$Q_{\text{потр}} = \frac{G_0 \cdot \cos \Theta}{\frac{C_y}{C_x}} - G_0 \cdot \sin \Theta. \quad (24)$$

Формулы (23) и (24) аналогичны формулам, по которым строятся кривые Н. Е. Жуковского ¹⁾ потребных тяг для различных углов подъема самолета в зависимости от скорости полета. Разница между ними будет только в том, что в формуле (24) второй член правой части имеет отрицательное значение. Если по формулам (23) и (24) построить кривые для различных режимов полета и углов Θ , то они будут иметь примерно такой вид, как изображено на фиг. 23. Пересечение этих кривых с осью абсцисс определит для каждого угла Θ режим самолета (угол атаки), а также и скорости самолета по глиссадам в случае планирования на дросселированном моторе, при тяге винта, равной нулю (1 случай). Для того, чтобы получить значение скоростей по глиссадам, а также определить углы атаки крыльев самолета при различных углах Θ с горизонтом при моторе, работающем на полном газе, нужно характеристику винто-моторной группы построить и для больших скоростей. Тогда точки пересечения построенных кривых с характеристикой винто-моторной группы и определяют требуемые скорости и режимы самолета при любом угле Θ с горизонтом.

Примечание. Когда характеристика винто-моторной группы дается в координатах тяги и скорости, то на участке больших скоростей она достаточно близко подходит к прямой. Следовательно, если характеристика винто-моторной группы для больших скоростей не построена, то ее можно получить приближено продолжением этой прямой в сторону увеличения скоростей.

Если при полете самолета мотор выключен, что соответствует случаю планирования, то винт останавливается или продолжает вращаться (как ветрянка), создавая дополнительное лобовое сопротивление, так называемую отрицательную тягу. Для того, чтобы ее учесть, нужно знать коэффициент сопротивления остановленного или вращающегося винта, отнесенный к площади крыльев, а для этого нужно знать для данного винта кривую коэффициентов отрицательной тяги винта, в зависимости от его режима $\lambda = \frac{V}{n \cdot D}$. По опытам, произведенным американцами над несколькими сериями винтов ²⁾, оказалось, что на режимах винта $\lambda \geq 5$ значения коэффициентов отрицательной тяги C_p остаются достаточно постоянными, изменяясь линейно в зависимости от относительного шага винта $h = \frac{H}{D}$, как показано на фиг. 24 ³⁾.

¹⁾ Н. Е. Жуковский. Динамика аэроплана в элементарном изложении. Статья вторая. 1916.

²⁾ См. стр. 70-71 „Нормы прочности самолетов при статических испытаниях“. Труды ЦАГИ. Выпуск 25. 1926 г.

³⁾ При винтах переменного шага значения H берут на радиусе $= 0,35 D$.

Коэффициент сопротивления винта $C_{xв}$, отнесенный к площади крыльев, выражается формулой:

$$C_{xв} = C_p \frac{F}{S} a, \quad (25)$$

где $F = 0,785 (D^2 - d^2)$ — ометаемая винтом площадь;

D — диаметр винта;

d — диаметр втулки или закрытой коком части винта;

S — площадь крыльев;

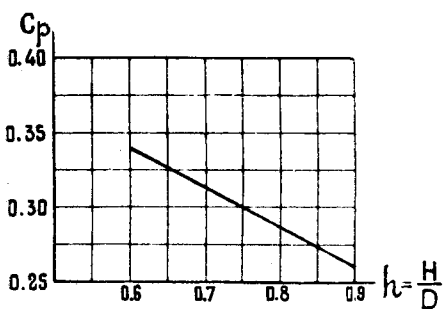
$a = \frac{Z \cdot b_{ср}}{D}$ — средняя относительная ширина лопасти;

Z — число лопастей;

$b_{ср}$ — средняя ширина лопасти, вычисляемая по формуле

$$b_{ср} = \frac{\text{развернутая поверхность лопасти винта}}{\text{радиус}}$$

Для определения скорости самолета по глиссадам, имеющим различный наклон к горизонту, а также углов атаки крыльев, в случае планирования самолета с выключенным мотором нужно построить на фиг. 23



Фиг. 24.

снизу по оси абсцисс кривую отрицательных тяг винта. Тогда точки пересечения этой кривой с кривыми, построенными по формулам (23) и (24) и определяют искомые скорости и углы атаки крыльев. Для наших целей является вполне достаточным при определении C_p пользоваться графиком фиг. 24 в случае вращающегося винта и в случае остановленного винта, так как кривые, построенные по формулам (23) и (24), имеют довольно кру-

той наклон к оси абсцисс и, как видно по фиг. 23, даже большая процентная ошибка в C_p значения скорости изменит незначительно.

Если на основании вышеизложенного значение C_p считать постоянным, то кривая отрицательных тяг винта представится параболой, вычисляемой по формуле:

$$\Phi = -C_{xв} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 = -\text{const} \cdot V^2, \quad (26)$$

где $C_{xв}$ выражается формулой (25);

ρ — плотность воздуха (у земли $\rho_0 = 0,125$);

S — поверхность крыльев в м^2 и

V — скорость м/сек .

Когда $\Theta = -90^\circ$, что соответствует случаю пикирования самолета, построение кривой потребных тяг (фиг. 23) следует производить по формуле:

$$Q_{\text{потр}} = C_x \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 - G_0, \quad (27)$$

где C_x — коэффициент сопротивления самолета (без винта), берущийся из поляры самолета при значении $C_y = 0$;

ρ — плотность воздуха;

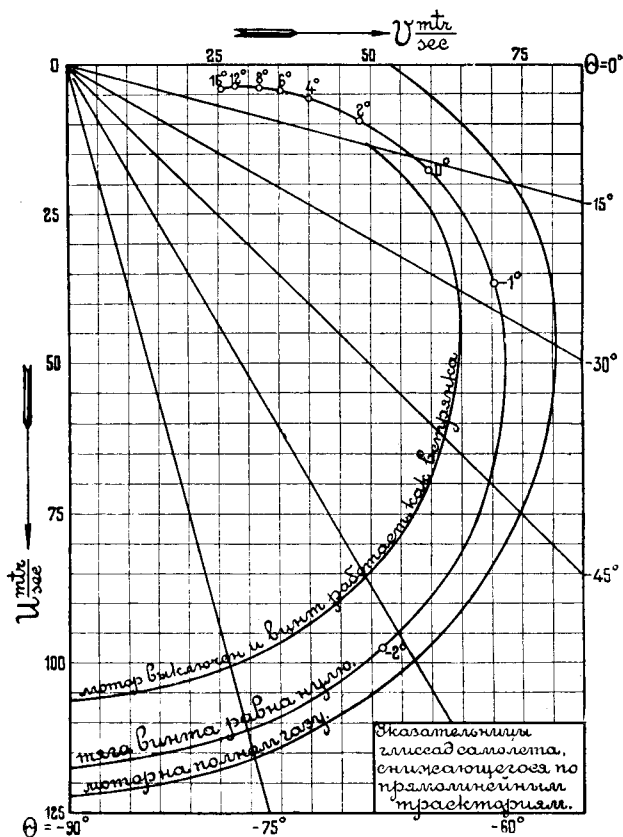
S — площадь крыльев м^2 ;

V — скорость в м/сек , и

G_0 — полный вес самолета в кг .

Построение кривых потребных тяг по формулам (23), (24) и (27) для всех углов атаки не представляет надобности. Нужно строить только необходимый участок, лежащий в пределах между характеристикой винто-моторной группы и параболой отрицательных тяг винта, и тогда работа при построении значительно сокращается.

Для определения скоростей планирования самолета на высоте в обоих случаях, разумеется, следует пользоваться сеткой дополнительных масштабов, так же, как это делается в отношении кривой



Фиг. 25.

Пэно, построенной для горизонтального полета, а в случае полета с мотором на полном газе, кроме того, вместо характеристики винтомоторной группы у земли, — брать соответственные высотные характеристики.

Зная скорости полета самолета по траекториям, имеющим различный наклон к горизонту, для всех трех случаев полета, можно изобразить закон изменения этих скоростей в зависимости от углов θ в виде полярных кривых, которые называется указательницами глиссад самолета. Такие кривые изображены, для примера, на фиг. 25 и построение их в пояснении не нуждается. Они могут оказаться полезными и для примерной оценки возможных перегрузок самолета в случаях А и В.

Скос потока у стабилизатора.

В. С. Ведров.

§ 1. Скос потока от крыльев.

Цель настоящей работы заключается в обработке опытных исследований скоса потока у стабилизатора, сопоставлении их с теоретическими данными и выводе более или менее надежных данных для расчета продольной устойчивости.

Существующие теоретические формулы для угла скоса, основанные на вихревой теории крыла, дают расхождение с опытными данными, и при практических расчетах приходится в них вводить некоторые эмпирические поправочные коэффициенты.

Разберем сперва случай моноплана.

Формула, выведенная в предположении эллиптического распределения циркуляции по размаху крыла, гласит ¹⁾

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{4}{\pi\lambda} 57,3 C_y \left[1 + \left(\frac{l}{4L} \right)^2 \right]. \quad (1)$$

Здесь l — размах крыла, λ — удлинение $\left(\lambda = \frac{l^2}{S} \right)$, C_y — коэффициент подъемной силы и L — расстояние исследуемой точки от присоединенного вихря (с достаточной степенью точности можно считать, что присоединенный вихрь лежит на расстоянии одной трети от передней кромки крыла).

Теория подковообразных вихрей дает формулу ¹⁾

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{1}{\pi\lambda} 57,3 C_y \left[1 + \sqrt{1 + \left(\frac{l}{2L} \right)^2} \right]. \quad (2)$$

Указанные формулы дают сильно различающиеся результаты. Нетрудно видеть, что при $L = \infty$ формула (1) дает результат, вдвое больший, чем формула (2).

Средний результат между указанными формулами дает формула Fuchs'a и Hopf'a

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

¹⁾ R. Fuchs und L. Hopf. Aerodynamik. Berlin. 1922.

Мунк предложил формулу

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{3,6}{\pi\lambda} 57,3 C_y. \quad (4)$$

В. Л. Александров в статье „Скос потока за крылом и влияние его на расчет продольной статической устойчивости самолета“ (Научное прилож. к Вестн. Возд. Флота, 1924 г. № 3) предлагает полу-эмпирическую формулу:

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{4}{\pi\lambda} 57,3 C_y, \quad (5)$$

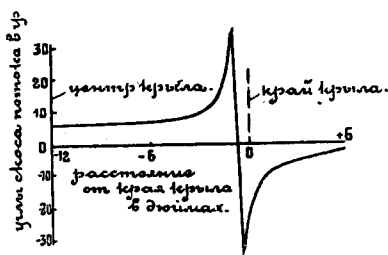
выведенную из ряда опытных данных.

Наконец, мы в настоящей статье предлагаем формулу ¹⁾

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{3,35}{\pi\lambda} 57,3 C_y \left[1 + \left(\frac{l}{4L} \right)^2 \right]. \quad (6)$$

Обратимся к опытным исследованиям скоса потока за крылом.

На фиг. 1, заимствованной из статьи Piercy „On the vortex pair quickly formed by some aerofoils“ (The Journal of the Royal Aeronautical Society, № 154, 1923), дано распределение скоса по размаху крыла. Как видим, скос изменяется весьма сильно, особенно у конца крыла, но посередине крыла, где обычно ставится стабилизатор, величина скоса почти не меняется на большом диапазоне. Это обстоятельство позволяет нам считать скос постоянным по размаху оперения.



Фиг. 1.

Аналогичным образом, опытные исследования указывают, что нет смысла учитывать высоту стабилизатора относительно крыла по вертикали.

Напротив, как мы увидим дальше, расстояние L стабилизатора от крыла играет довольно большую роль.

На фиг. 2 произведено сравнение средних опытных величин с теоретическими. Как видим, формула (6) дает наиболее близкие к опыту результаты.

На фиг. 3, составленной по данным R. & M. 578 (Piercy. On the flow in the rear of an aerofoil at small angles of incidence) скос потока

¹⁾ В нашей статье „Скос потока у стабилизатора“ (Техника Возд. Флота, № 5, 1927 г.) была предложена формула

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{2,9}{\pi\lambda} 57,3 \left[1 + \left(\frac{l}{4L} \right)^2 \right].$$

Эта формула, выведенная на основании целого ряда опытных данных, нуждается в изменении, так как в этих опытных данных не учитывалась поправка на влияние трубы, достигающая величины до 15%. Вследствие этой поправки приходится к-т 2,9 заменить на 3,35.

Переходим теперь к бипланам.

Единственная теоретическая формула Pröller'a („Flugtechnik“, 1919) гласит:

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{2}{\pi} \frac{S_1 C_{y1} + S_2 C_{y2}}{(l_1 + l_2)^2} \left\{ \sqrt{1 + \left(\frac{l_1 + l_2}{2L}\right)^2} + \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{l_1 + l_2}{4L}\right)^2}} \right\} 57,3. \quad (7)$$

Здесь S_1 и S_2 — площади верхнего и нижнего планов, l_1 и l_2 — размахи.

Эта формула предполагает знание коэффициентов C_{y1} и C_{y2} для каждого плана, что сильно усложняет расчет. Кроме того, она выведена, исходя из теории подковообразных вихрей, а это предположение дает сильно расходящиеся с опытом результаты, как мы это видели в случае моноплана.

В вышеуказанной статье В. Л. Александровым дана эмпирическая формула

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{5,5}{\pi\lambda} 57,3 C_y. \quad (8)$$

Мы предлагаем формулу, аналогичную формуле (6) для моноплана,

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{2,35}{2\pi\lambda_1} C_y \left[1 + \left(\frac{l}{4L}\right)^2 \right] 57,3, \quad (9)$$

где l — размах, а λ_1 — удлинение эквивалентного моноплана; под эквивалентным монопланом мы в данном случае подразумеваем монопланное крыло с таким удлинением, при котором совпадают кривые зависимости C_y от α .

Англичане употребляют эмпирические формулы, выведенные из результатов опытов с моделью бипланной коробки. Однако, пользование этими формулами на практике затруднительно, так как в них фигурируют либо степени с дробными показателями, либо показательные функции.

Обратимся к рассмотрению опытных данных.

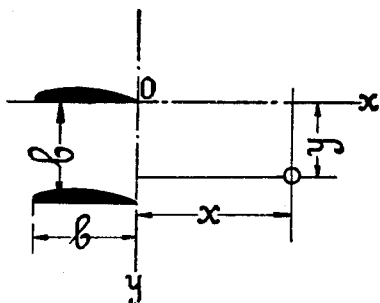
Весьма полное исследование скоса за бипланом дано в R. & M. 426, Sandison, Glauert and Jones „Investigation of the downwash behind a biplane“.

Испытывалась модель бипланной коробки без выноса с одинаковыми планами и расстоянием между верхними и нижними планами, равным хорде крыла $b = 3''$ (см. фиг. 4). Положение исследуемой точки будем определять координатами x и y , как указано на чертеже.

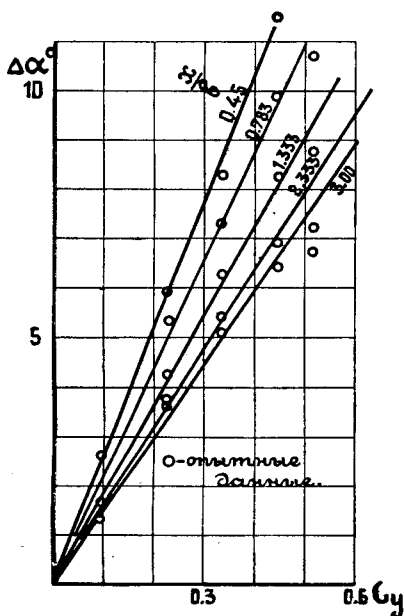
На фиг. 5 изображена зависимость угла скоса от высоты y . Как видим, можно считать, что между планами, где обычно ставится стабилизатор, скос потока одинаков. Напротив, влияние расстояния от планов (координата x) более велико и его лучше учитывать.

Фиг. 6 дает зависимость скоса от C_y всей коробки при различных величинах $\frac{x}{b}$. Пропорциональность коэффициента C_y и угла скоса $\Delta\alpha^\circ$ хорошо подтверждается.

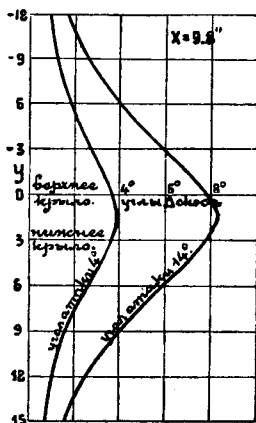
Фиг. 7 дает зависимость величин $\frac{\Delta\alpha^\circ}{C_y}$ от параметра $\frac{x}{b}$. Тут же начерчены результаты, получаемые по формуле (9). Как видим, формула (9) дает полное совпадение с опытом, начиная с $\frac{x}{b} = 1,3$, т.е. как раз в той области, где обычно ставится стабилизатор.



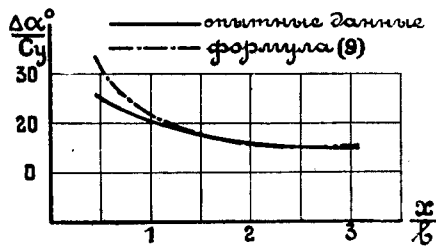
Фиг. 4.



Фиг. 6.



Фиг. 5.



Фиг. 7.

Авторы статьи выводят из этих опытов формулу:

$$\Delta\alpha^\circ = \Delta\alpha_0^\circ 10^{-0,05 \frac{x}{b} - 0,08 \frac{y}{b}},$$

где $\Delta\alpha_0^\circ$ находится в прямой пропорциональности от C_y и не зависит от x и y .

W. Diehl в статье The determination of downwash (Flight, 1922) выводит формулу:

$$\Delta\alpha^\circ = \frac{170}{\lambda} \left(1 + \frac{x}{b}\right)^{-0,38} \left(1 + \frac{y}{b}\right)^{-0,23}.$$

Как мы уже указывали, пользоваться этими формулами на практике и затруднительно, и едва ли имеет смысл.

Резюмируя вышеизложенное, можем для вычисления скоса рекомендовать формулу:

$$\Delta \alpha^\circ = \frac{3,35}{n \pi \lambda} 57,3 C_y \left[1 + \left(\frac{l}{4L} \right)^2 \right] = \frac{61}{n \lambda} C_y \left[1 + \left(\frac{l}{4L} \right)^2 \right], \quad (10)$$

где $n=1$ в случае моноплана и $n=2$ в случае биплана.

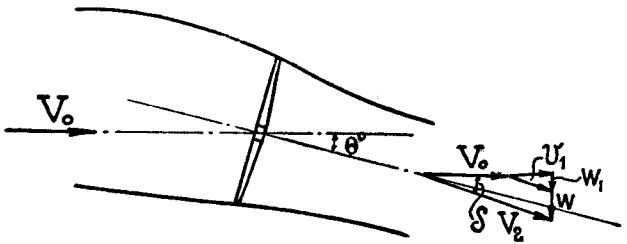
§ 2. Скос потока при работающем винте.

До сих пор мы говорили о скосе потока за крыльями самолета в отсутствии винта. При работающем винте явление значительно усложняется.

Отметим прежде всего следующее обстоятельство. При изучении скоса за крылом мы видели, что скос распределяется равномерно по размаху стабилизатора. При работающем винте вследствие закручивания струи скос потока у правой и левой сторон стабилизатора получается различный, следствием чего является неравномерная нагрузка обеих половин стабилизатора. При расчете продольной устойчивости это затруднение легко обойти, взяв некоторый средний скос потока.

При расчетах прочности стабилизатора, а также поперечной устойчивости с этим обстоятельством следует считаться.

Приступим к выводу формулы скоса при работающем винте. При этом будем базироваться на теории идеального пропеллера. Закручивание струи не будем учитывать.



Фиг. 8.

При выводе будем предполагать скорость отбрасывания v_1 (см. фиг. 8) направленной по оси пропеллера (это предположение на самом деле не совсем оправдывается опытом, но вполне, как мы увидим дальше, достаточно для наших целей). Угол между направлением оси пропеллера и направлением относительной скорости самолета будем обозначать через θ .

Второе предположение, которое мы сделаем, заключается в том, что крылья при работающем винте вызывают ту же вертикальную скорость у стабилизатора, что и в отсутствии винта. В действительности часть крыльев находится в струе винта, за счет чего меняется подъемная сила крыла. Так как струей оmyвается сравнительно малая

часть крыльев и так как мы не имеем в настоящее время надежных данных о влиянии струи винта на крыло, мы это влияние учитывать не будем.

При этих условиях вертикальная скорость у стабилизатора будет суммой двух слагаемых: во-первых, вертикальной скорости, вызываемой крыльями w , и, во-вторых, скорости от винта, равной

$$w_1 = v_1 \Theta.$$

Разделив вертикальную скорость у стабилизатора на скорость V_2 потока, отбрасываемого винтом, получим скос

$$\delta\alpha = \frac{w + w_1}{V_2}. \quad (11)$$

Для скоростей v_1 и V_2 теория идеального пропеллера дает формулы (см. Ю р ь е в „Воздушные гребные винты“. Труды ЦАГИ, вып. 10, гл. XIII):

$$V_2 = V \sqrt{1 + 2B},$$

$$v_1 = V_2 - V = (\sqrt{1 + 2B} - 1) V,$$

где B — известный из теории винтов коэффициент нагрузки на ометаемую винтом площадь, равный

$$B = \frac{\Phi}{\rho F V^2}.$$

Здесь Φ — тяга винта, ρ — массовая плотность воздуха, $F = \frac{\pi D^2}{4}$ — ометаемая винтом площадь, V — скорость самолета.

Подставляя указанные величины в формулу (11), получим величину скоса, и замечая, что $w = \Delta\alpha \cdot V_0$, где $\Delta\alpha$ — скос потока от одних крыльев, а $\Theta = \alpha - \beta$, где α — угол атаки крыльев и β — угол оси винта с хордой крыла, получим теоретическую формулу в окончательном виде:

$$\delta\alpha = \left(1 - \frac{1}{\sqrt{1 + 2B}}\right) (\alpha - \beta) + \frac{\Delta\alpha}{\sqrt{1 + 2B}}. \quad (12)$$

Если в этой формуле положить $\Delta\alpha = 0$, получим скос от одного винта

$$\Delta_1\alpha = \left(1 - \frac{1}{\sqrt{1 + 2B}}\right) \Theta. \quad (13)$$

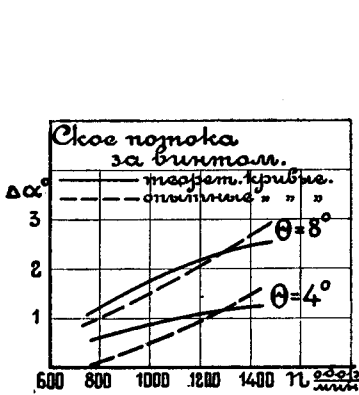
Данные английских испытаний (см. R. & M. № 882. Simmonds a. Ower. An investigation of downwash in the slipstream. Part 1.) указывают, что при вычислении величины скоса от одного винта лучше применить формулу:

$$\Delta_1\alpha = \left(1 - \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{2B}{0,6}}}\right) \Theta. \quad (14)$$

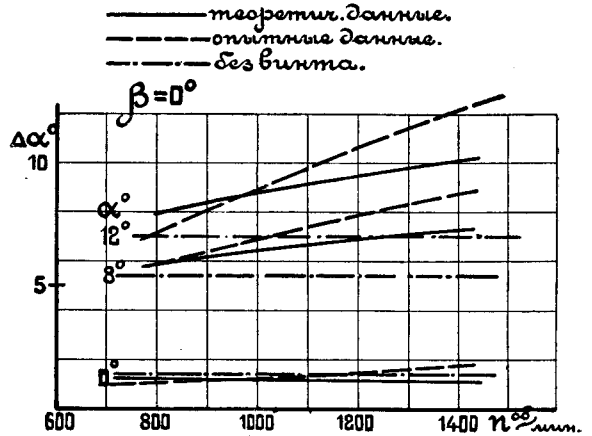
На фиг. 9 проведено сравнение опытных данных с результатами, полученными по формуле (14). Как видим, можно считать, что формула (14) дает близкие результаты.

Соответственно с этим формула (12) переписывается следующим образом:

$$\delta\alpha = \left(1 - \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{2B}{0,6}}}\right) (\alpha - \beta) + \frac{\Delta\alpha}{\sqrt{1 + \frac{2B}{0,6}}}. \quad (15)$$

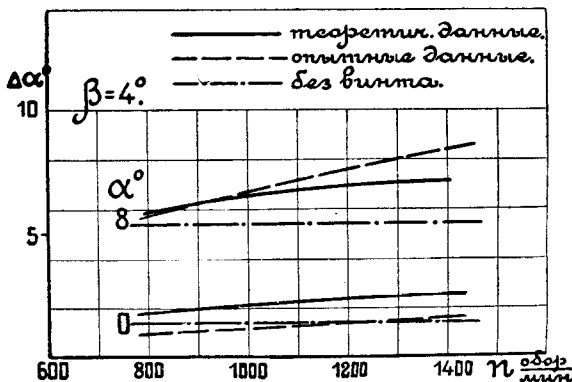


Фиг. 9.



Фиг. 10.

На фиг. 10 нанесены результаты, полученные по этой формуле при $\beta = 0^\circ$ и углах атаки крыльев $\alpha = 0^\circ$, $\alpha = 8^\circ$ и $\alpha = 12^\circ$. Тут же приведены опытные данные, заимствованные из того же источника (R. & M. № 882).



Фиг. 11.

Фиг. 11 изображает то же, что и фиг. 10, но при $\beta = 4^\circ$ и углах атаки крыльев $\alpha = 0^\circ$ и $\alpha = 8^\circ$.

На обеих фигурах приведены также значения угла скола при остановленном винте.

Хотя и нельзя констатировать совпадения опытных и теоретических результатов, все же можно сказать, что при современном состоянии наших знаний можно скос потока вычислять по указанным формулам. Разница все время не превышает одного градуса.

Несколько иную теорию скоса потока развивают англичане. А именно, при вычислении величины Δ_1 они учитывают отклонение тяги от направления оси винта. Вычисление производится весьма сложным путем, а степень точности такая же, как и наших формул. Кроме того, для вычислений по английской теории необходимо знать полную характеристику винта.

При вычислении скоса при одновременном действии винта и крыльев англичане считают, что крылья целиком находятся в потоке винта, и за счет увеличения угла атаки крыльев и меняется скос потока. Того факта, что оперение работает в струе винта, англичане не учитывают. Английская формула скоса имеет вид:

$$\delta\alpha = \Delta\alpha + \frac{v_1}{V_0 + v_1} \left(1 - \frac{d\Delta\alpha}{d\alpha}\right) (\alpha - \beta).$$

Точность этой формулы менее, чем точность нашей формулы (15).

Следует указать, что английские опыты велись с так называемым „скелетом“ самолета, т. е. коробкой крыльев и винтом. Возможно, что фюзеляж может несколько изменить картину потока. Результаты экспериментов, произведенных в Э. А. О. ЦАГИ с полной моделью самолета, указывают на очень сильное расхождение с теоретическими данными ¹⁾. Однако, было бы слишком смело, базируясь лишь на этом единственном эксперименте, отвергать возможность вычисления скоса по теоретическим формулам. Несомненно, что указанные формулы могут все же служить при предварительном расчете устойчивости.

Октябрь 1927 г.

¹⁾ А. Леймер. Влияние работающего винта на нагрузку стабилизатора в полете. Техника Возд. Флота. № 1. 1927.

Балансировка самолетов и расчет продольной статической устойчивости по методу В. П. Ветчинкина.

Ю. А. Победоносцев.

§ 1. Введение.

Под балансировкой самолета следует понимать, во-первых, отыскание положения центра тяжести, при котором самолет обладал бы устойчивостью и управляемостью в продольном направлении, при наименьших размерах стабилизатора и руля высоты, и во-вторых, определение размеров и угла установки стабилизатора, а также размеров руля высоты.

При этом необходимо руководствоваться следующими условиями:

1) чтобы самолет, приведенный в состояние пикирования, сам по себе (т.-е. без помощи летчика) стремился бы выравняться в положение нормального полета или планирования;

2) чтобы на главном режиме полета, при котором приходится совершать продолжительные перелеты, аппарат мог бы идти сам, без давления летчика на ручку руля высоты;

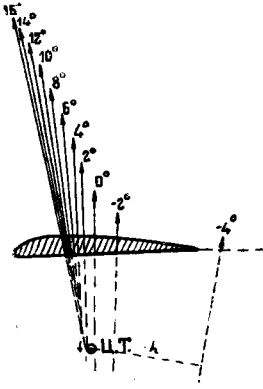
3) чтобы продольная управляемость самолета была достаточной на всех режимах до посадочного включительно (желательно сохранение управляемости также и на углах атаки больших посадочного); это значит, что самолет должен по воле летчика переходить из любого установившегося режима как в сторону увеличения, так и в сторону уменьшения угла атаки;

4) чтобы на всех установившихся режимах, т.-е. при различных, но закрепленных положениях руля высоты, самолет был устойчив. При несоблюдении этого условия самолет может удерживаться в назначенном режиме лишь при непрерывном управлении рулем высоты со стороны летчика, что в продолжительных перелетах утомительно.

Окончательная балансировка самолета должна производиться в аэродинамической трубе при испытании модели, но, при конструировании машины, надо иметь простой метод балансировки, который позволил бы быстро и просто находить балансировку самолета на разных режимах при различных расположениях масс, т.-е. различных положениях центра тяжести.

Обычно применяемый метод балансировки заключается в следующем: строят пучок воздушных сил (разделенных на ρSV^2), дей-

ствующих на крылья самолета; выбирают положение центра тяжести и находят моменты этих сил. Так как, в большинстве случаев центр тяжести самолета находится как раз в пучке, образованном продолжением равнодействующих (фиг. 1), то становится довольно трудно измерить точно плечи сил, что ведет к неточному построению кривой моментов крыла. Для устранения этого часто прибегают к аналитическому вычислению моментов относительно центра тяжести самолета. Построив кривую моментов крыла, по условию (1) и (2) выбирают



Фиг. 1.

приблизительное оперение и проводят в тех же координатах кривую его моментов относительно центра тяжести, принимая во внимание скос потока. Далее не трудно найти размеры руля высоты, степень продольной устойчивости самолета, усилия на ручку руля высоты и т. д.

Для другого положения центра тяжести необходимо заново провести полностью такое же исследование, так как главная кривая моментов воздушных сил, действующих на крылья, относительно центра тяжести, совершенно меняет свой вид. Кривая моментов горизонтального оперения и предельные моменты отклоненного руля высоты остаются близкими к первоначальным, но все-таки также изменяются. Для третьего положения центра тяжести — третье полное исследование и т. д., пока не найдется решение, удовлетворяющее конструктора во всех отношениях.

Влияние перемещения центра тяжести на размеры и установку стабилизатора, на управляемость и устойчивость полета на разных режимах и т. д. может быть найдено лишь путем указанных полных построений и сравнения график между собой.

В. П. Ветчинкиным предложен¹⁾ новый метод балансировки самолета, включающий одну лишнюю степень свободы, позволяющую на одной графике без построения дополнительных кривых исследовать перемещение центра тяжести самолета по горизонтали.

Для этого он за центр моментов выбирает некоторую точку, лежащую по горизонтали на высоте предполагаемого центра тяжести, и кривые моментов располагает не по углам атаки крыла α° , а по коэффициенту $C_y \cong C_n$.

§ 2. Построение кривой моментов крыла относительно выбранного центра моментов по C_y крыла.

Как и при всякой балансировке самолета в продольном направлении, первым делом необходимо построить кривую моментов крыла относительно заранее выбранного центра моментов.

¹⁾ Лекции по аэродинамическому расчету самолетов в МВТУ. 1922 г.

Зная из продвки значение коэффициента моментов крыла

$$C_m = \frac{M}{\rho S V^2 \cdot b}$$

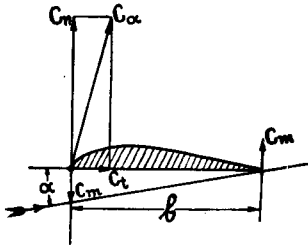
относительно передней кромки крыла и полюру Лилиенталя данного крыла, можно довольно просто построить кривую моментов этого крыла относительно любой точки.

Действительно, силы, действующие на крыло, можно представить в виде схемы, изображенной на фиг. 2. Для удобства здесь даны не сами силы, а их абсолютные коэффициенты:

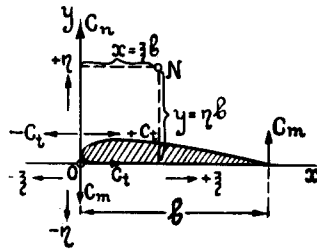
$$C_\alpha = \frac{R}{\rho S V^2}; \quad C_m = \frac{M}{\rho S V^2 \cdot b}; \quad C_n = \frac{N}{\rho S V^2};$$

$$C_t = \frac{T}{\rho S V^2}; \text{ и т. д.}$$

и равнодействующая C_α разложена не на C_y и C_x , т.-е. на направление потока и перпендикуляра к нему, а на $C_t = C_x \cos \alpha - C_y \sin \alpha$ и на $C_n = C_y \cos \alpha + C_x \sin \alpha$, т.-е. на направление по хорде и по нормали к ней.



Фиг. 2.



Фиг. 3.

Тогда, координировав любую точку N в осях OX и OY (фиг. 3), направленных по хорде и по перпендикуляру к ней, проведенному через переднюю кромку крыла o , получаем

$$C_m'(N) = C_m \cdot t - C_n \cdot x + C_t \cdot y \quad (1)$$

или, выражая координаты точки N в долях хорды крыла b , т.-е. принимая $\frac{x}{t} = \xi$, $\frac{y}{t} = \eta$, получим

$$C_m(N) = C_m - C_n \cdot \xi + C_t \cdot \eta. \quad (1')$$

При этом условимся считать C_t положительной, когда она направлена против движения крыла, и отрицательной, когда направление ее совпадает с движением крыла (фиг. 3).

Точно так же будем считать координаты точки N положительными, если она лежит выше хорды и сзади передней кромки o (фиг. 3).

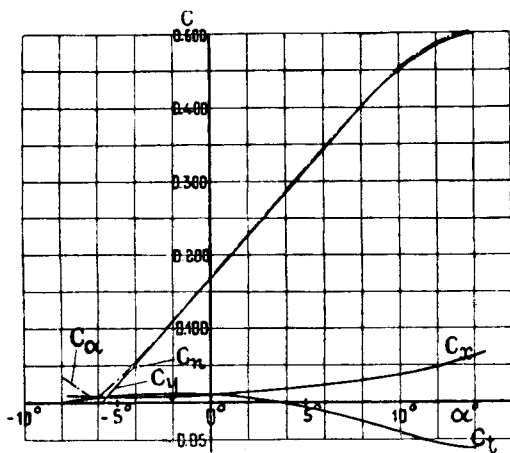
Из формулы (1') видно, что для построения кривой коэффициента моментов крыла относительно выбранной точки N необходимо знать, кроме ее координат ξ и η , выраженных в долях хорды крыла b , коэффициенты C_n и C_t .

У современных профилей крыльев разница между C_n и C_y очень мала (см. фиг. 4), и потому можно принять

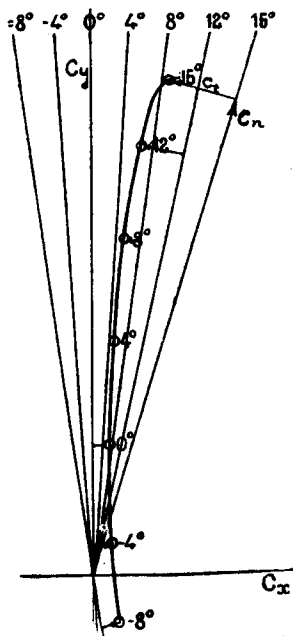
$$C_n = C_y.$$

Коэффициент же C_t не трудно определить, имея полярную Лилиенталя в одинаковых масштабах по осям C_x и C_y .

Для этого проводим из начала координат ряд прямых, под углами наклона к оси ординат, соответствующими углам, нанесенным на полярную (фиг. 5). Затем на каждую прямую опускаем перпендикуляр из одноименного с ней угла атаки, на полярную. Отрезок между точкой на полярной и основанием перпендикуляра на наклонной прямой и будет искомая C_t .



Фиг. 4. Профиль ЦАГИ — 429.



Фиг. 5.

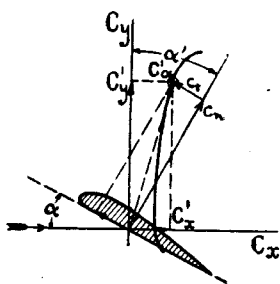
Для уяснения этого метода представим себе следующую картину: на профиль, поставленный под углом α к направлению потока, действуют силы C_y' и C_x' (фиг. 6), которые дают равнодействующую C_a' . Тогда очевидно, что C_t будет перпендикуляр, опущенный из конца C_a' на прямую перпендикулярную к хорде, следовательно, составляющую с направлением C_y угол, равный углу атаки крыла. При чем C_t будет отрицательна в том случае, когда она направлена по движению крыла, т.е. на фиг. 6 влево, и положительна—когда направо.

Из предыдущего видно, что C_t мало по сравнению с $C_n \cong C_y$, (за исключением области где C_y близко к нулю), и потому небольшие перемещения точки N по вертикали почти не будут отзываться на величине общего момента.

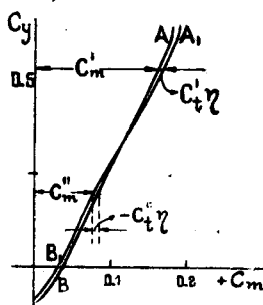
Поэтому, не зная еще точного положения центра тяжести можно все же установить с достаточной для расчета точностью его расстояние от хорды крыла по вертикали y и, при построении кривой коэффициента моментов крыла относительно точки N , прежде всего добавить к коэффициенту C_m , полученному из продувки крыла, величину $C_t \cdot \eta$.

Для этого к кривой AB фиг. 7, дающей зависимости коэффициента C_m от C_y , взятую из продувки данного крыла, добавляем или отнимаем от нее $C_t \cdot \eta$, смотря по знаку C_t и η . Получаем кривую A_1B_1 как бы исправленную на вертикальное смещение центра моментов.

Затем, приняв $C_n = C_y$, отнимаем от полученной кривой A_1B_1 величину $C_y \xi$, задаваясь значением x . Для этого влево от вертикаль-



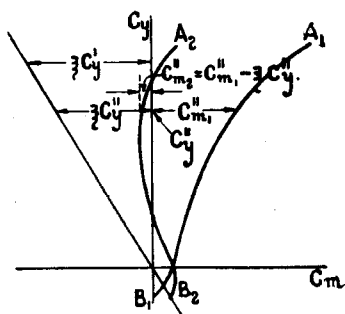
Фиг. 6.



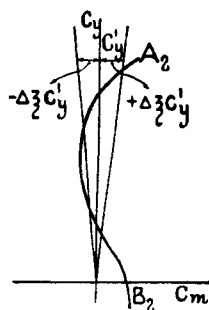
Фиг. 7.

ной оси C_y , на одном из значений C_y' откладываем величину $C_y' \cdot \xi$ и полученную точку соединяем прямой с началом координат (фиг. 8).

Таким образом, для любого значения C_y будем иметь значение $C_y \xi$, и циркулем или линейкой откладываем от кривой A_1B_1 эти величины: получаем A_2B_2 — кривую коэффициента моментов относительно точки N , расположенной от передней кромки крыла на расстояние x по хорде крыла и y — по перпендикуляру у ней. Если точка N соответствует центру тяжести самолета, то таким образом мы будем иметь кривую момента крыльев относительно центра тяжести самолета.



Фиг. 8.



Фиг. 9.

Очевидно, что при горизонтальном перемещении точки N — центра тяжести самолета на Δx , кривая моментов AB будет сдвигаться вправо или влево, по закону прямой, на величину $C_y \cdot \Delta \xi$. Это равносильно наклону кривой OC_y вправо или влево на эту же величину (фиг. 9), что можно заменить проведением наклонной оси ординат при неизменной кривой моментов.

Благодаря этому обстоятельству выгодно строить балансирующие кривые самолетов по C_y , а не по углам атаки крыла α^0 .

Балансируя самолет по углам атаки крыла, как это рекомендуется у Фукс-Хопфа и других авторов, приходится для каждого нового положения центра тяжести заново строить кривую коэффициента моментов крыла с самого начала. Между тем, как предлагаемый метод балансировки позволяет весьма легко выбирать наиболее подходящее положение центра тяжести для данного случая, не перестраивая заново кривых коэффициента моментов крыла.

§ 3. Построение кривой коэффициента моментов горизонтального оперения и суммарной кривой моментов всего самолета.

Остановившись на какой-нибудь площади горизонтального оперения, руководствуясь статистическими данными или же соображениями, указанными в начале статьи, и зная основные размеры самолета, строим кривую коэффициента моментов горизонтального оперения относительно центра тяжести самолета.

Из уравнения

$$M_{\text{хв}} = C_{y_{\text{хв}}} \cdot \rho \cdot S_{\text{хв}} \cdot V^2 L \quad (2)$$

получим, разделив на $\rho \cdot S \cdot V^2 \cdot b$, отвлеченный коэффициент момента горизонтального оперения, аналогичный C_m крыла

$$C_{m_{\text{хв}}} = \frac{S_{\text{хв}} \cdot L}{S_{\text{кр}} \cdot b} \cdot C_{y_{\text{хв}}}, \quad (3)$$

где $S_{\text{хв}}$ и $S_{\text{кр}}$ — площади горизонтального оперения и крыльев, b — средняя хорда крыла и L — расстояние от точки приложения равнодействующей к горизонтальному оперению до центра тяжести самолета. При чем точность в определении L не играет особенно большой роли, так что при предварительной балансировке можно принять расстояние L за расстояние от оси вращения руля высоты до одной трети крыла от передней кромки.

Обозначив величину $\frac{S_{\text{хв}} L}{S_{\text{кр}} b}$, постоянную для данного самолета при определенной площади горизонтального оперения через K , будем иметь

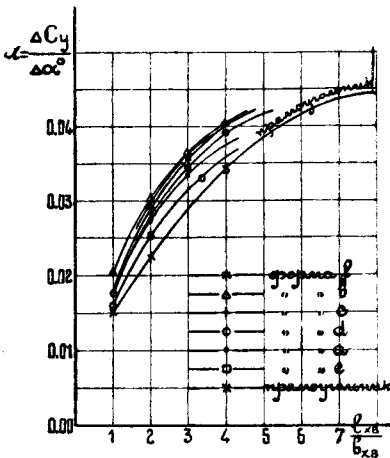
$$C_{m_{\text{хв}}} = K C_{y_{\text{хв}}}. \quad (3')$$

Благодаря скосу потока за крылом, область изменения истинных углов атаки оперения значительно уменьшается по сравнению такой же для крыльев, а потому с достаточной степенью точности можно принять линейный закон изменения $C_{y_{\text{хв}}} = C_{y_{\text{хв}}^0}$ от углов атаки оперения:

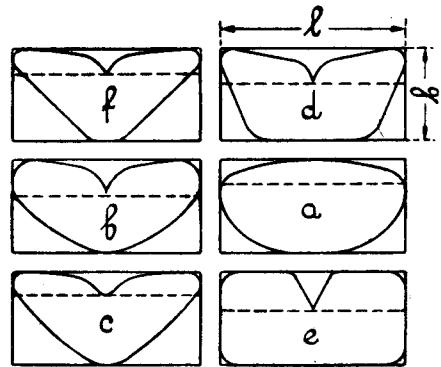
$$C_{y_{\text{хв}}} = a \alpha_{\text{хв}}^0 + C_{y_{0_{\text{хв}}}}, \quad (4)$$

где коэффициент $a = \frac{\Delta C_{y_{хв}}}{\Delta \alpha^0_{хв}}$ зависит от очертания оперения в плане, отношения максимального размаха к максимальной хорде и профиля горизонтального оперения; α^0 — углы атаки горизонтального оперения в градусах и $C_{y_{0хв}}$ — коэффициент подъемной силы оперения при угле атаки $\alpha^0_{хв} = 0$. У симметричных профилей $C_{y_{0хв}}$ равно нулю.

На фиг. 10 приведены значения $a = \frac{\Delta C_{y_{хв}}}{\Delta \alpha^0}$ по относительному размаху $\lambda = \frac{l_{хв}}{b_{хв}}$ для различных очертаний горизонтального оперения в плане, изображенных рядом на фиг. 11.



Фиг. 10.



Фиг. 11.

Истинный угол атаки оперения $\alpha^0_{хв}$ (не принимая во внимание влияния струи винта) зависит от угла атаки крыльев $\alpha^0_{кр}$, скоса потока от крыла $\Delta \alpha^0$ и угла установки стабилизатора относительно хорды крыла φ^0 :

$$\alpha^0_{хв} = \alpha^0_{кр} - \Delta \alpha^0 \pm \varphi^0. \quad (5)$$

При чем здесь мы углами атаки крыла $\alpha^0_{кр}$ задаемся, а угол установки φ^0 определяем, остается невыяснен угол скоса потока $\Delta \alpha^0$. Для нахождения последнего было предложено несколько формул.

Мы не будем приводить здесь эти формулы, отсылая к соответствующим специальным работам ¹⁾. Принятие той или иной формулы

¹⁾ R. Fuchs und L. Hopf. Aerodynamik (Schmidt, 1922).

В. Н. Юрьев. Теория индуктивного сопротивления крыльев аэроплана. Труды ЦАГИ, вып. 20. Москва. 1924 г.

В. Л. Александров. Скос потока за крылом и влияние его на расчет продольной статической устойчивости самолета. Научное прилож. к Вестн. Воздушного Флота за 1924 г., № 3.

А. М. Черемухин. Конспект упражнений по расчету самолетов на прочность. Москва. 1924 г.

В. С. Ведров. См. предыдущую статью в настоящем сборнике.

не повлияет на излагаемый здесь метод балансировки; мы принимаем лишь, что скос потока находится в линейной зависимости от подъемной силы крыла. Следует заметить, что во всех формулах, обычно даваемых для скоса потока, не принималась во внимание струя винта. При наличии последней вес спектр у хвоста самолета совершенно меняется и говорить о каком-либо сходстве этих формул при работе винта не приходится. В настоящее время в ЦАГИ ведется подробное изучение скоса потока у хвоста самолета с учетом влияния струи винта и фюзеляжа.

Выбрав одно из выражений $\Delta \alpha^\circ$, на миллиметровке по оси ординат откладываем C_y , а по оси абсцисс $\Delta \alpha^\circ$ в градусах. Тогда очевидно, что эта зависимость выразится прямой, проходящей через начало координат. Достаточно определить одну точку на каком-нибудь значении C_y' и, проведя прямую через эту точку и начало координат, будем иметь $\Delta \alpha^\circ$ для любого значения C_y .

Если теперь мы на этом же графике, в том же масштабе градусов, отложим $\alpha_{кр}^\circ$ по этим C_y , то, при угле установки стабилизатора относительно хорды крыла равным нулю, разность между этими линиями будет угол атаки стабилизатора $\alpha_{хв}^\circ$:

$$\alpha_{хв}^\circ = \alpha_{кр}^\circ - \Delta \alpha^\circ. \quad (6)$$

На графике фиг. 12 $\alpha_{хв}^\circ$ выражается расстоянием по горизонтали между соответствующих точек этих линий. Прикладывая линейку, масштаб которой соответствует масштабу графика, к фиг. 12 и измеряя расстояние между этими линиями, будем иметь для любых значений C_y или $\alpha_{кр}^\circ$ угол атаки стабилизатора $\alpha_{кр}^\circ$ при $\varphi^\circ = 0$. При $\varphi^\circ \neq 0$ к полученным углам атаки стабилизатора $\alpha_{хв}^\circ$ будет добавляться одна и та же величина φ° . Это равносильно тому, что наша прямая $\Delta \alpha^\circ$ сдвигается параллельно самой себе на эту величину. При чем $(+\varphi^\circ)$ будет соответствовать сдвигу влево, а $(-\varphi^\circ)$ — вправо.

Зная $\alpha_{хв}$, можно построить коэффициент момента горизонтального оперения $C_{m_{хв}}$, основываясь на формулах (3') и (4):

$$C_{m_{хв}} = K a \alpha_{хв}^\circ + C_{m_0}, \quad (7)$$

где коэффициент $C_{m_0} = K C_{y_0}$ у симметричных профилей равен нулю.

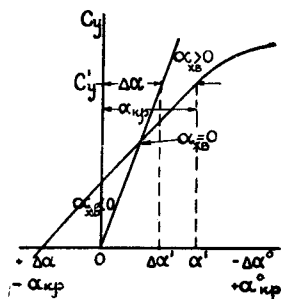
Изменим угол установки стабилизатора относительно хорды крыла φ° на $\Delta \varphi^\circ$; тогда, на основании формулы (5) при том же $C_{y_{кр}}$, $\alpha_{кр}^\circ$ возрастает на величину $\Delta \varphi^\circ$, а следовательно, и $C_{m_{хв}}$ изменится на величину (по формуле 3')

$$\Delta C_{m_\varphi} = K \cdot a \cdot \Delta \varphi^\circ. \quad (8)$$

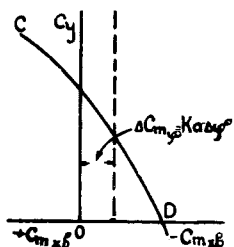
Если построить $C_{m_{хв}}$ по $C_{y_{кр}}$, как показано на фиг. 13, то изменение угла установки стабилизатора на $\Delta \varphi^\circ$ вызывает смещение этой кривой параллельно самой себе на $\Delta C_{m_\varphi} = K \cdot a \cdot \Delta \varphi^\circ$, что равносильно смещению оси ординат вправо или влево на эту величину.

Построив на фиг. 13 в тех же масштабах кривую коэффициента моментов крыла $C_{m_{кр}}$ (A_2B_2 на фиг. 14) и сложив его с моментом оперения (CD), получим некоторый суммарный момент (EF), который выразится расстоянием между кривыми A_2B_2 и CD , если мы расположим $C_{m_{кр}}$ и $C_{m_{хв}}$ так, как показано на фиг. 14. Очевидно, что изменение угла установки стабилизатора на $\Delta\varphi^\circ$ отзовется на суммарной кривой точно так же, как и на кривой коэффициента моментов стабилизатора, т.е. это будет равносильно смещению оси ординат вправо или влево на

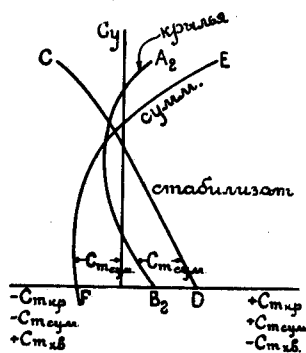
$$\Delta C_{m_\varphi} = K \cdot a \cdot \Delta\varphi^\circ. \quad (8)$$



Фиг. 12.



Фиг. 13.



Фиг. 14.

Далее строим суммарные кривые моментов при крайних отклонениях руля высоты. Для этого необходимо иметь продувку выбранного оперения при отклоненных рулях высоты. При подборе же оперения, т.е. когда его размеры, форма, отношение площади руля к полной площади горизонтального оперения еще не установлены окончательно, можно на основании опытов приблизительно наметить величину, на которую изменяется $C_{у_{хв}}$ при отклоненных рулях высоты, учитывая приблизительно влияние на эту величину отношения площади руля к полной площади горизонтального оперения.

В дальнейшем, остановившись на определенных размерах и форме руля и стабилизатора, необходимо проделать точное определение их моментов при отклоненном руле, на основании продувки взятого оперения.

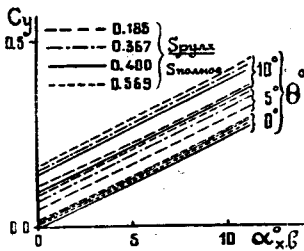
На фиг. 15 представлена сводка опытов Лаборатории Eiffel'я над оперениями¹⁾, приблизительно прямоугольного очертания в плане, с различными относительными размерами руля высоты и стабилизатора. Кроме этого, здесь же приведена продувка ЦАГИ стабилизатора, похожего на вышеприведенные с отклоненными рулями.

¹⁾ Résumé des principaux travaux exécutés pendant la guerre au Laboratoire Aérodynamique Eiffel. 1915—1918. Стр. 47; фиг. 38. Оперение № 4 — $\frac{S_{руля}}{S_{хв}} = 0,185$; № 5 — $\frac{S_{руля}}{S_{хв}} = 0,367$ и № 6 — $\frac{S_{руля}}{S_{хв}} = 0,569$.

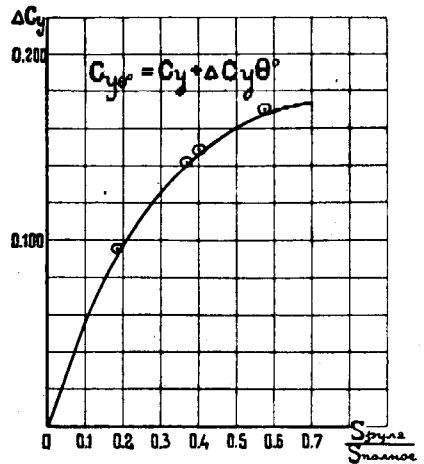
Из нее видно, что при отклонении руля высоты кривая $C_{y_{хв}}$ перемещается приблизительно параллельно первоначальному положению, а, следовательно, $C_{y_{хв}}$ при отклоненном руле равен первоначальному плюс некоторая постоянная величина.

Для этих оперений можно из этой же сводки сделать вывод, что величина смещения $C_{y_{хв}}$ при отклоненном руле приблизительно прямо пропорциональна углу отклонения и, кроме того, что коэффициент пропорциональности зависит от относительных размеров руля высоты. Следовательно, при отклонении руля на θ° можно для этих оперений принять

$$C_{y_{\theta^\circ}} = C_y + \Delta C_y \theta^\circ.$$



Фиг. 15.



Фиг. 16.

Значение ΔC_y представлено в функции $\frac{S_{руля}}{S_{хв}}$ на фиг. 16 для этих оперений. Для подобных оперений, с промежуточными значениями $\frac{S_{руля}}{S_{хв}}$, можно интерполировать между полученными точками.

Таким образом, при отклонении руля высоты на θ° , коэффициент момента горизонтального оперения будет

$$C_{m_{\theta^\circ}} = C_{m_{\theta^\circ=0}} + K \cdot \Delta C_y \cdot \theta^\circ, \quad (10)$$

или кривая моментов оперения переместится, при отклонении руля высоты на θ° , параллельно самой себе на величину $K \cdot \Delta C_y \cdot \theta^\circ$, а, следовательно, кривая суммарного коэффициента моментов тоже сместится на эту же величину.

§ 4. Определение положения центра тяжести самолета и угла установки стабилизатора относительно хорды крыла.

Принимая, во-первых, что $C_n = C_y$ и, следовательно, при перемещении центра тяжести по горизонтали, C_m крыла изменяется прямо пропорционально C_y крыла, т.-е.

$$C_{m_2} = C_{m_1} - \xi C_y, \quad (11)$$

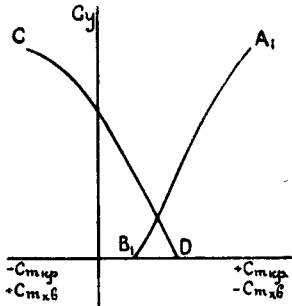
где C_{m_2} — коэффициент моментов при новом положении центра тяжести самолета, C_{m_1} — коэффициент моментов при первоначальном положе-

нии, ξ — расстояние, на которое переместился центр тяжести параллельно хорде крыла, выраженное в долях хорды и, во-вторых, что $C_{y_{хв}}$ изменяется пропорционально изменению угла атаки оперения, а, следовательно, при изменении угла установки стабилизатора, кривая суммарного коэффициента моментов переместится параллельно самой себе на величину

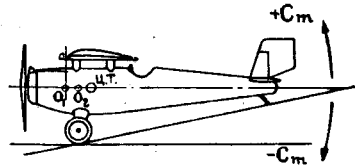
$$\Delta C_{m_{\varphi^{\circ}}} = K \cdot a \cdot \Delta \varphi^{\circ}. \quad (8)$$

Можно выбор положения центра тяжести и угла установки стабилизатора вести следующим образом.

Строим кривую коэффициента моментов крыла A_1B_1 (фиг. 17) относительно выбранного центра моментов O_1 (фиг. 18), лежащего на



Фиг. 17.



Фиг. 18.

перпендикуляре к хорде, проведенном через переднюю кромку крыла O , на высоте предполагаемого центра тяжести¹⁾. Затем, задавшись площадью горизонтального оперения, на том же графике строим кривую коэффициента моментов горизонтального оперения, при угле установки стабилизатора относительно хорды крыла $\varphi^{\circ} = 0$ (кривая CD на фиг. 17). Суммируя эти кривые, получаем кривую суммарного коэффициента моментов EF (фиг. 19). Здесь же наносим кривые суммарного коэффициента моментов, при крайних отклонениях руля высоты E_1F_1 и E_2F_2 . Далее находим величину смещения оси ординат, при изменении угла установки стабилизатора φ° на один градус

$$\Delta C_{m_{\varphi=1^{\circ}}} = K \cdot a \cdot 1^{\circ}.$$

Если теперь мы отложим $\Delta C_{m_{\varphi=1^{\circ}}}$, в масштабе C_m на фиг. 19, то смещение оси ординат на эту величину даст нам картину суммарных моментов при угле установки стабилизатора, измененном на один градус.

Подобным образом наносим целый ряд таких делений и под каждым из них подписываем тот угол установки стабилизатора, которому соответствует такое перемещение оси ординат. Так как мы сначала

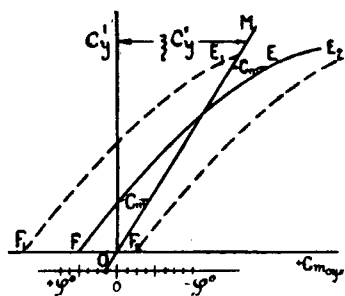
¹⁾ Это условие является необязательным, и можно за центр моментов выбрать любую точку O_2 , лежащую на высоте предполагаемого центра тяжести, например — более близко к нему.

построили суммарную кривую для угла установки стабилизатора $\varphi = 0^\circ$, то под этим положением оси ординат подписываем нуль; затем налево от нуля $+\varphi^\circ$, направо $-\varphi^\circ$ (фиг. 19).

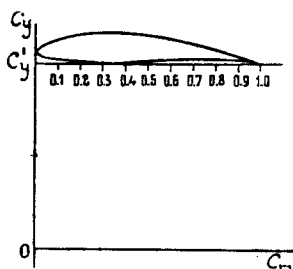
Очевидно, что для того, чтобы иметь суммарные моменты относительно центра тяжести, лежащего на расстоянии $x = \xi b$ по горизонтали от передней кромки крыла, необходимо из полученных моментов вычесть ξC_y .

Здесь это вычитание выразится проведением прямой OM , абсциссы которой равны ξC_y . Тогда расстояния по горизонтали между этой прямой и суммарной кривой моментов дадут нам коэффициенты суммарных моментов относительно центра тяжести. Так как мы еще не остановились на определенном положении центра тяжести, а нам необходимо его выбрать наиболее подходящим для данного случая, то для этого на абсциссе, соответствующей какому-либо C_y^1 , наносим масштаб ξ по уравнению

$$\xi = \frac{C_m}{C_y^1}. \quad (12)$$



Фиг. 19.



Фиг. 20.

Принимая во внимание, что при изменении угла установки ось ординат будет сдвигаться, необходимо оси координат и масштаб ξ с фигуры 19 скопировать на кальку.

Таким образом, мы получаем на кальке целый ряд равных делений, соответствующих $\xi = 0; 0,1; 0,2; 0,3 \dots 1$, на которых можно для большей наглядности, как на абсциссах, нарисовать профиль балансируемого самолета, как это и сделано на фиг. 20.

Имея фиг. 19 и 20, можно просто решить следующие основные задачи, встречаемые при балансировке самолета:

1) заданы: а) угол атаки крыла, при котором желательно иметь возможность летать с брошенной рукояткой и б) угол установки стабилизатора; необходимо найти положение центра тяжести, удовлетворяющее этим условиям;

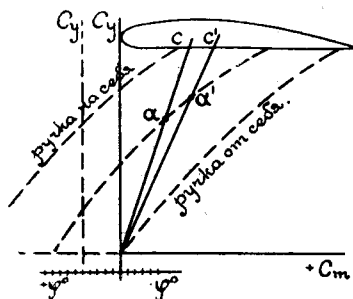
2) даны: а) угол атаки крыла, при котором желательно иметь сбалансированный самолет, и б) положение центра тяжести; необходимо найти угол установки стабилизатора;

3) найти угол установки стабилизатора, при котором при крайних положениях центра тяжести самолет был бы управляем на всех режимах, включая посадочный;

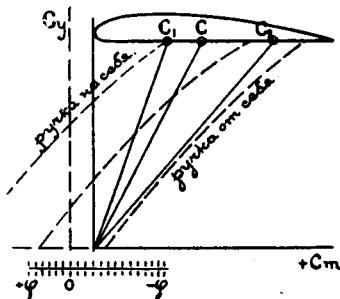
4) даны: положение центра тяжести и угол установки стабилизатора; необходимо найти тот угол, на котором самолет будет сбалансирован, и целый ряд подобных задач.

Кроме того, подобный метод их решения очень наглядно дает картину изменения моментов, при изменении того или иного фактора и в какую сторону надо его изменить, чтобы добиться положительных результатов.

Действительно, наложив кальку на фиг. 19 с суммарной кривой так, чтобы ось ординат прошла через деление, соответствующее заданному углу установки стабилизатора φ° , и проведя из начала координат на кальке прямую, проходящую через заданный угол атаки крыла $\alpha_{кр}^\circ$, нанесенный на суммарной кривой моментов, как на поляре Лилиентала, получим на нашем профиле точку C (фиг. 21), под которой надо поместить центр тяжести, чтобы соблюсти условия, данные в первой задаче.



Фиг. 21.



Фиг. 22.

Очевидно, что если центр тяжести будет находиться под точкой C' , то самолет будет сбалансирован на угле атаки крыла $\alpha_{кр}^{\circ'}$, и, чтобы сохранять балансировку на прежнем угле $\alpha_{кр}^\circ$, надо кальку сдвигать влево до тех пор, пока точка C' , угол $\alpha_{кр}^\circ$ на суммарной кривой и начало координат не лягут на одну прямую. Тогда величина сдвига кальки, прочитанная на соответствующем масштабе, даст нам необходимое изменение угла установки стабилизатора. Имея суммарные кривые моментов, построенные также и для крайних отклонений руля высоты, можем наметить такие крайние положения центра тяжести C_1 и C_2 (фиг. 22), при которых еще самолет будет управляем на всех режимах, включая и посадочный.

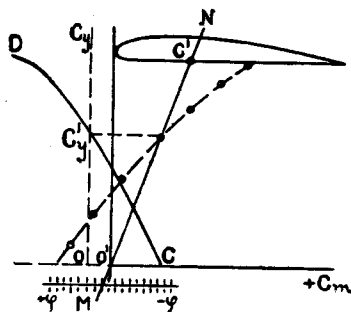
Таким образом, имея все данные налицо, не трудно выбрать положение центра тяжести и угол установки стабилизатора, наиболее подходящее для данного случая.

При других размерах горизонтального оперения необходимо строить новую суммарную кривую моментов, не изменяя первоначально полученной кривой моментов от крыльев.

Не безинтересно знать, как работает оперение при том угле атаки крыла, на который мы сбалансировали самолет: будет ли оно нейтрально, или будет давать положительный или отрицательный момент.

Это исследование можно легко проделать, приняв во внимание, что при изменении угла установки стабилизатора кривая моментов горизонтального оперения перемещается параллельно самой себе на ту же величину $K \cdot a \cdot \Delta \varphi^\circ$, что и суммарная кривая. Если мы на кальку (фиг. 23) скопируем кривую коэффициента моментов горизонтального оперения DC (фиг. 17), то она будет смещаться при передвижении кальки по углам установки стабилизатора φ° (фиг. 23).

Предположим, нам необходимо удовлетворить условие, предъявленное в Аэродинамике F u c h s-H o r f'a: „В области употребительных углов атаки оперение должно быть разгружено, крылья должны быть уравновешены сами по себе, центр тяжести должен лежать на направлении равнодействующей аэродинамических сил действующих на крылья“, т.-е. момент крыльев должен быть равен нулю. Если суммарный момент равен нулю, то последнее возможно только в том случае, когда момент оперения тоже равен нулю; значит кальку надо поставить над таким углом установки стабилизатора φ° , при котором бы кривая моментов оперения CD



Фиг. 23.

на заданном C'_y проходила бы через ось ординат на неподвижной части графика (фиг. 23). Положение центра тяжести C' найдется, проведя на кальке прямую MN через начало координат O и летный C'_y или $\alpha_{кр}^\circ$ на кривой суммарного коэффициента моментов.

Так как нам интересно иметь минимальные размеры стабилизатора и руля высоты, при условии соблюдения положений, высказанных в начале статьи, то задаемся не одной какой-нибудь площадью горизонтального оперения, а несколькими. Для каждой из них строим на графике кривую моментов оперения, а затем и кривую моментов всего самолета. При чем удобно задаваться не дробными выражениями площади горизонтального оперения в метрах, а целыми с правильными интервалами, тогда без особого труда можно будет между ними интерполировать и выбрать для данного случая наиболее подходящее оперение.

Из других факторов, влияющих на балансировку самолета, следует учесть моменты от лобовых сопротивлений отдельных частей самолета, не считая крыльев и момента от тяги винта, в том случае, если ось мотора не проходит через центр тяжести самолета.

Надо заметить, что очень большое влияние на скос потока у горизонтального оперения оказывает струя винта, которая меняет весь спектр у хвоста. Вследствие закручивания струи получается также, что скос потока сильно меняется по размаху горизонтального оперения, меняя даже в некоторых случаях знаки для правой и левой половины. Этот вопрос требует специального исследования, которое и производится в настоящее время в ЦАГИ. Усложнять же расчет, принимая

во внимание теоретические значения скорости струи винта, пожалуй, не следует, так как этот метод не отражает с достаточной точностью истинной картины явления.

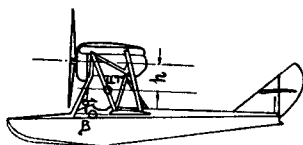
Произведенные по этому методу расчеты показали, что большой разницы в моментах горизонтального оперения при моторном полете и планировании не получилось, так как за счет увеличения скорости у хвоста, силы, на него действующие, возрастают, но одновременно с этим вследствие увеличения скоса потока уменьшается истинный угол атаки оперения и соответственно уменьшаются силы. Кроме того, подобно тому, как при вычислении силы на хвост мы уменьшаем теоретическое значение отношения скоростей, казалось бы, следовало и при вычислении скоса потока от струи винта уменьшать скорость $w_1 = 2 V \sin \varphi$, что обыкновенно не делается.

Лобовое сопротивление самолета (без крыльев) будет эквивалентно сопротивлению плоской пластинки

$$\sigma = \frac{\Sigma C_x S}{0,64} M^2. \quad (12)$$

Пусть центр парусности этой пластинки, определенный по правилу сложения параллельных сил, вызванных сопротивлением всех частей самолета (кроме крыльев), находится в точке B (фиг. 24) на расстоянии q от центра тяжести самолета. Тогда момент от сопротивления частей самолета будет

$$M_{вр} = 0,64 \cdot \rho \cdot \sigma \cdot V^2 \cdot q. \quad (13)$$



Фиг. 24.

Выражая его в виде коэффициента момента, получим

$$C_{mвр} = \frac{\sigma \cdot q}{S_{кр} \cdot b} \cdot 0,64, \quad (14)$$

при чем этот коэффициент при разных режимах самолета можно принять постоянным. На нашем графике это выразится смещением оси ординат влево и вправо, смотря по знаку, на величину $C_{mвр}$.

Момент, создаваемый тягой винта,

$$M_{\phi} = \Phi \cdot h, \quad (15)$$

где Φ —тяга винта в кг, h —плечо момента (фиг. 24), а коэффициент момента получим, разделив все на $\rho S_{кр}' V^2 \cdot b$

$$C_{m\phi} = \frac{F \cdot h}{S_{кр} \cdot b} \cdot B, \quad (16)$$

где F есть площадь ометаемая винтом, а B —коэффициент нагрузки на ометаемую винтом площадь.

Величина полученного момента по сравнению с моментом всего самолета покажет, следует ли его принимать во внимание или можно отбросить из-за его малости (последнее возможно только у сухопутных самолетов).

При этом следует брать B при полной мощности мотора на данной скорости (подъем), а не при той минимальной мощности, которая необходима самолету для горизонтального полета на этой же скорости.

Следует заметить, что, при наличии струи винта, сопротивление обтекаемых ею частей самолета несколько увеличивается, и следовательно, при учетывании момента от сопротивления корпуса самолета, необходимо принимать это во внимание.

Как показывают просчеты самолетов на продольную устойчивость по этому методу, удобно на графике моментов по C_y наносить сетку углов атаки крыла и все вычисления располагать не по C_y , как это бы казалось на первый взгляд, а по углам атаки крыла α° .

Сентябрь 1925 г.

Международная стандартная атмосфера и приведение к ней результатов полетных испытаний самолетов.

А. В. Чесалов.

§ 1. Международная стандартная атмосфера ¹⁾.

Стандартная атмосфера устанавливается для того, чтобы можно было считать сравнимыми данные различных проектов и полетных испытаний самолетов, которые, в зависимости от атмосферных условий, могут меняться. Для этого данные проектов всегда исходят, а данные полетных испытаний всегда приводятся к одинаковым, специально установленным атмосферным условиям, называемым стандартной атмосферой.

В международной стандартной атмосфере принят закон изменения температуры и давления воздуха с высотой—весьма близко подходящий к средне-годовым данным для северных широт земного шара 40° N.—56° N.

Начальные данные (на уровне моря) в международной стандартной атмосфере приняты такие:

Температура $t^0 = 15^\circ \text{C}$.

„ абсолютная $T_0 = 288^\circ \text{C}$.

Давление $p_0 = 760 \text{ мм Hg} = 10332,276 \text{ кг/м}^2$.

Весовая плотность воздуха $\gamma_0 = 1,2255 \text{ кг/м}^3$.

Массовая „ „ $\rho_0 = \frac{\gamma_0}{g} = 0,124966 \text{ кг} \cdot \text{м}^{-3} \cdot \text{сек}^2$.

Характеристическая постоянная для воздуха принята равной $R = 29,2708$.

Влажностью воздуха пренебрегают на всех высотах, и считается всюду справедливым уравнение Клапейрона. Далее принято, что от высоты $Z = 0$ до высоты $Z = 11\,000 \text{ м}$ температура воздуха падает по закону прямой при градиенте $6^\circ,5 \text{ C}/1000 \text{ м}$ и, следовательно, выражается формулой:

$$t_z = 15 - 0,0065 Z \quad (1)$$

или

$$T_z = 288 - 0,0065 Z, \quad (2)$$

где Z —высота в м.

¹⁾ Утверждена для СССР НТК УВВС.

От 11 000 м и выше температура считается постоянной и равной:

$$t_{11} = -56,^{\circ} 5 \text{ C.} \quad (3)$$

Изменение давления и плотности воздуха от 0 до высоты $Z = 11\,000$ м происходит по формулам Бьеркнеса:

$$\frac{p_z}{p_0} = \left(1 - \frac{Z}{44\,300}\right)^{5,256} \quad (4)$$

и

$$\Delta = \frac{\gamma_z}{\gamma_0} = \frac{\rho_z}{\rho_0} = \left(1 - \frac{Z}{44\,300}\right)^{4,256}, \quad (5)$$

а от высоты $Z = 11\,000$ м и выше отношения давления и плотности воздуха к давлению и плотности при 11 000 м равны между собой и соответствуют формуле Галлея:

$$\frac{p_z}{p_{11}} = \frac{\rho_z}{\rho_{11}} = e^{-\frac{Z - 11000}{6340}} \quad (6)$$

Из уравнения Клапейрона для совершенных газов, а именно:

$$p \cdot v = RT, \quad (7)$$

где p — давление воздуха в кг/м^2 ;

v — объем одного килограмма газа в м^3 ;

R — характеристическая постоянная для воздуха равная 29,2708;

T — абсолютная температура,

получается:

$$\frac{p}{RT} = \frac{1}{v} = \gamma, \quad (7')$$

где γ — весовая плотность воздуха.

Подставляя в эту формулу численное значение R и относя обозначения к высоте Z , найдем:

$$\gamma_z = 0,03416 \frac{p_z}{T_z}. \quad (8)$$

Совокупность формул (8) и (5) дает, что для высот от 0 до 11 000 м

$$Z'_z = 44\,300 - 19\,157 \left(\frac{p_z}{T_z}\right)^{0,235} \quad (9)$$

или

$$Z = 44\,300 - 42\,230 \gamma_z^{0,235} \quad (10)$$

Закон изменения с высотой международной стандартной атмосферы температуры, давления и плотности воздуха изображен на фиг. 1, цифровые данные, вычисленные от высот $Z = 1\,000$ м до $Z = 10\,000$ м через каждые 50 м и от $Z = 10\,000$ м до $Z = 15\,000$ м через каждые 100 м, приводятся в приложенной таблице. Цифры, приведенные в этой таблице, даны с двумя и четырьмя десятичными знаками. Для целей практики такая точность не нужна; однако для каких-либо других целей мы сочли необходимым привести эту таблицу во всей полноте.

Таблица международной стандартной атмосферы.

z м	t_z ° C	T_z ° C	$\frac{T_z}{T_0}$	$\frac{p_z}{p_0}$	$\frac{\rho_z}{\rho_0}$	p мм Hg	$\rho_z = \frac{\gamma}{g}$	γ кг/м³
— 1 000	21,500	294,500	1,0226	1,1244	1,0996	854,58	0,1374	1,3476
— 950	21,175	294,175	1,0214	1,1179	1,0945	849,63	0,1368	1,3413
— 900	20,850	293,850	0203	1115	0893	844,71	1361	3350
— 850	20,525	293,525	0192	1050	0842	839,82	1355	3287
— 800	20,200	293,200	0181	0986	0791	834,94	1349	3225
— 750	19,875	292,875	0170	0922	0740	830,08	1342	3162
— 700	19,550	292,550	0158	0859	0690	825,25	1336	3100
— 650	19,225	292,225	0147	0796	0639	820,45	1330	3038
— 600	18,900	291,900	0135	0733	0589	815,67	1323	2977
— 550	18,575	291,575	0124	0670	0539	810,91	1317	2916
— 500	18,250	291,250	1,0113	1,0607	1,0489	806,16	0,1311	1,2854
— 450	17,925	290,925	1,0102	1,0545	1,0439	801,44	0,1305	1,2793
— 400	17,600	290,600	0091	0484	0390	796,75	1298	2733
— 350	17,275	290,275	0079	0422	0341	792,09	1292	2672
— 300	16,950	289,950	0068	0361	0291	787,44	1286	2612
— 250	16,625	289,625	0056	0300	0242	782,81	1280	2552
— 200	16,300	289,300	0045	0240	0193	778,20	1274	2492
— 150	15,975	288,975	0034	0175	0145	773,62	1268	2433
— 100	15,650	288,650	0023	0119	0096	769,06	1262	2373
— 50	15,325	288,325	0011	0059	0048	764,52	1256	2314
0	15,000	288,000	1,0000	1,0000	1,0000	760,00	0,1250	1,2255
50	14,675	287,675	0,9989	0,9941	0,9952	755,50	0,1244	1,2196
100	14,350	287,350	9978	9882	9904	751,03	1238	2137
150	14,025	287,025	9966	9823	9856	746,57	1232	2079
200	13,700	286,700	9955	9765	9809	742,12	1226	2021
250	13,375	286,375	9944	9707	9762	737,73	1220	1963
300	13,050	286,050	9933	9649	9715	733,35	1214	1905
350	12,725	285,725	9921	9592	9668	728,97	1208	1848
400	12,400	285,400	9910	9534	9621	724,62	1202	1791
450	12,075	285,075	9899	9478	9575	720,30	1197	1734
500	11,750	284,750	0,9887	0,9421	0,9528	715,99	0,1191	1,1677
550	11,425	284,425	0,9876	0,9364	0,9482	711,71	0,1185	1,1620
600	11,100	284,100	9865	9308	9436	707,45	1179	1564
650	10,775	283,775	9854	9253	9390	703,21	1174	1508
700	10,450	283,450	9842	9197	9345	698,98	1168	1452
750	10,125	283,125	9831	9142	9299	694,78	1162	1396
800	9,800	282,800	9820	9087	9254	690,60	1156	1340
850	9,475	282,475	9808	9031	9208	686,43	1151	1285
900	9,150	282,150	9797	8977	9163	682,30	1145	1230
950	8,825	281,825	9786	8923	9119	678,18	1140	1175
1 000	8,500	281,500	0,9775	0,8870	0,9074	674,09	0,1134	1,1120
1 050	8,175	281,175	0,9763	0,8816	0,9030	670,01	0,1129	1,1065
1 100	7,850	280,850	9752	8762	8985	665,95	1123	1011
1 150	7,525	280,525	9741	8709	8941	661,91	1117	0957
1 200	7,200	280,200	9729	8656	8897	657,89	1112	0903
1 250	6,875	279,875	9718	8604	8853	653,88	1106	0849
1 300	6,550	279,550	9707	8551	8810	649,90	1101	0796
1 350	6,225	279,225	9696	8499	8766	645,94	1096	0743

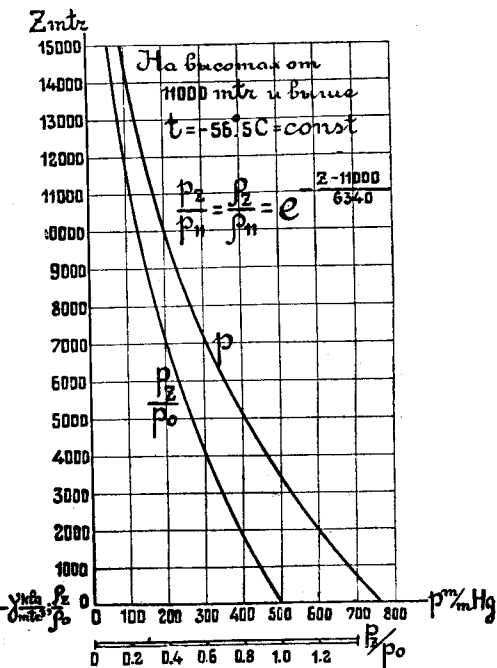
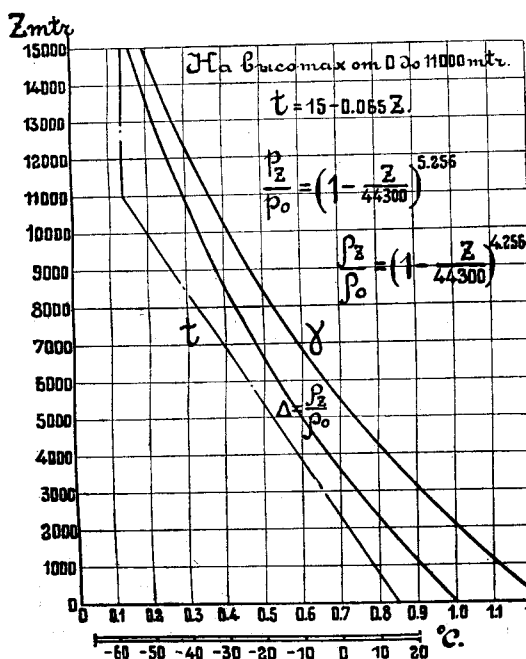
z m	t_z ° C	T_z ° C	$\frac{T_z}{T_0}$	$\frac{p_z}{p_0}$	$\frac{\rho_z}{\rho_0}$	p mm Hg	$\rho_z = \frac{\gamma}{g}$	γ $\kappa v/m^3$
1 400	5,900	278,900	0,9684	0,8448	0,8723	642,00	0,1090	1,0690
1 450	5,575	278,575	9673	8396	8680	638,08	1085	0637
1 500	5,250	278,250	0,9662	0,8345	0,8637	634,18	0,1079	1,0584
1 550	4,925	277,925	0,9650	0,8293	0,8594	630,30	0,1074	1,0532
1 600	4,600	277,600	9639	8243	8551	626,44	1069	0480
1 650	4,275	277,275	9628	8192	8509	622,59	1063	0428
1 700	3,950	276,950	9617	8142	8467	618,77	1058	0376
1 750	3,625	276,625	9605	8092	8424	614,97	1053	0324
1 800	3,300	276,300	9594	8042	8382	611,19	1048	0272
1 850	2,975	275,975	9583	7992	8340	607,42	1042	0221
1 900	2,650	275,650	9571	7943	8299	603,67	1037	0170
1 950	2,325	275,325	9560	7894	8257	599,94	1032	0119
2 000	2,000	275,000	0,9549	0,7845	0,8216	596,23	0,1027	1,0068
2 050	1,675	274,675	0,9538	0,7797	0,8175	592,54	0,1022	1,0018
2 100	1,350	274,350	9526	7748	8133	588,86	1016	0,9968
2 150	1,025	274,025	9515	7700	8092	585,19	1011	9918
2 200	0,700	273,700	9504	7652	8052	581,56	1006	9868
2 250	0,375	273,375	9492	7605	8011	577,94	1001	9818
2 300	0,050	273,050	9481	7557	7971	574,34	0996	9768
2 350	— 0,275	272,725	9470	7510	7931	570,74	0991	9719
2 400	— 0,600	272,400	9459	7463	7891	567,19	0986	9670
2 450	— 0,925	272,075	9447	7417	7851	563,64	0981	9621
2 500	— 1,250	271,750	0,9436	0,7370	0,7811	560,11	0,0976	0,9572
2 550	— 1,575	271,425	0,9425	0,7324	0,7771	556,60	0,0971	0,9523
2 600	— 1,900	271,100	9413	7278	7732	553,10	0966	9475
2 650	— 2,225	270,775	9402	7231	7691	549,62	0961	9427
2 700	— 2,550	270,450	9391	7186	7652	546,17	0957	9379
2 750	— 2,875	270,125	9380	7141	7613	542,73	0952	9331
2 800	— 3,200	269,800	9368	7097	7575	539,32	0947	9283
2 850	— 3,525	269,475	9357	7052	7536	535,91	0942	9236
2 900	— 3,850	269,150	9346	7007	7497	532,53	0937	9189
2 950	— 4,175	268,825	9334	6962	7459	529,16	0932	9141
3 000	— 4,500	268,500	0,9323	0,6918	0,7420	525,79	0,0927	0,9094
3 050	— 4,825	268,175	0,9312	0,6874	0,7382	522,46	0,0923	0,9047
3 100	— 5,150	267,850	9301	6831	7344	519,14	0918	9001
3 150	— 5,475	267,525	9289	6787	7307	515,84	0913	8955
3 200	— 5,800	267,200	9278	6744	7269	512,56	0909	8908
3 250	— 6,125	266,875	9267	6701	7231	509,28	0904	8862
3 300	— 6,450	266,550	9255	6658	7194	506,04	0899	8817
3 350	— 6,775	266,225	9244	6616	7157	502,80	0895	8771
3 400	— 7,100	265,900	9233	6574	7120	499,58	0890	8726
3 450	— 7,425	265,575	9222	6532	7083	496,37	0885	8679
3 500	— 7,750	265,250	0,9210	0,6490	0,7046	493,19	0,0881	0,8634
3 550	— 8,075	264,925	0,9199	0,6447	0,7009	490,03	0,0876	0,8590
3 600	— 8,400	264,600	9188	6406	6972	486,88	0871	8545
3 650	— 8,725	264,275	9176	6365	6936	483,75	0867	8501
3 700	— 9,050	263,950	9165	6324	6900	480,62	0862	8456
3 750	— 9,375	263,625	9154	6283	6864	477,53	0858	8412
3 800	— 9,700	263,300	9143	6242	6828	474,44	0853	8368
3 850	— 10,025	262,975	9131	6202	6792	471,37	0849	8324

z m	t_z ° C	T_z ° C	$\frac{T_z}{T_0}$	$\frac{p_z}{p_0}$	$\frac{\rho_z}{\rho_0}$	P mm Hg	$\rho_z = \frac{\gamma}{g}$	γ κ/m^3
3 900	— 10,350	262,650	0,9120	0,6162	0,6757	468,32	0,0844	0,8281
3 950	— 10,675	262,325	9109	6122	6721	465,28	0840	8236
4 000	— 11,000	262,000	0,9097	0,6082	0,6686	462,26	0,0836	0,8193
4 050	— 11,325	261,675	0,9086	0,6043	0,6651	459,25	0,0831	0,8150
4 100	— 11,650	261,350	9075	6004	6616	456,25	0827	8107
4 150	— 11,975	261,025	9064	5964	6580	453,28	0822	8065
4 200	— 12,300	260,700	9052	5925	6545	450,32	0818	8022
4 250	— 12,625	260,375	9041	5886	6511	447,38	0814	7980
4 300	— 12,950	260,050	9030	5848	6476	444,46	0809	7938
4 350	— 13,275	259,725	9018	5809	6442	441,54	0805	7895
4 400	— 13,600	259,400	9007	5771	6408	438,64	0801	7853
4 450	— 13,925	259,075	8996	5734	6374	435,77	0797	7811
4 500	— 14,250	258,750	0,8985	0,5696	0,6340	432,90	0,0792	0,7770
4 550	— 14,575	258,425	0,8973	0,5659	0,6306	430,04	0,0788	0,7728
4 600	— 14,900	258,100	8962	5621	6273	427,22	0784	7687
4 650	— 15,225	257,775	8951	5584	6238	424,40	0780	7646
4 700	— 15,550	257,450	8939	5547	6205	421,59	0775	7605
4 750	— 15,875	257,125	8928	5510	6172	418,80	0771	7563
4 800	— 16,200	256,800	8917	5474	6139	416,02	0767	7523
4 850	— 16,525	256,475	8906	5437	6106	413,27	0763	7483
4 900	— 16,850	256,150	8894	5401	6073	410,52	0759	7443
4 950	— 17,175	255,825	8883	5365	6041	407,79	0755	7403
5 000	— 17,500	255,500	0,8872	0,5330	0,6008	405,09	0,0751	0,7363
5 050	— 17,825	255,175	0,8860	0,5295	0,5975	402,38	0,0747	0,7323
5 100	— 18,150	254,850	8849	5259	5943	399,69	0743	7283
5 150	— 18,475	254,525	8838	5224	5911	397,02	0739	7244
5 200	— 18,800	254,200	8827	5189	5879	394,36	0735	7205
5 250	— 19,125	253,875	8815	5155	5847	391,71	0731	7166
5 300	— 19,450	253,550	8804	5119	5815	389,07	0727	7127
5 350	— 19,775	253,225	8793	5085	5784	386,46	0723	7088
5 400	— 20,100	252,900	8781	5051	5752	383,88	0719	7049
5 450	— 20,425	252,575	8768	5017	5720	381,29	0715	7010
5 500	— 20,750	252,250	0,8759	0,4983	0,5689	378,71	0,0711	0,6972
5 550	— 21,075	251,925	0,8748	0,4950	0,5658	376,15	0,0707	0,6934
5 600	— 21,400	251,600	8736	4916	5627	373,61	0703	6897
5 650	— 21,725	251,275	8725	4882	5596	371,09	0699	6859
5 700	— 22,050	250,950	8714	4850	5566	368,58	0696	6821
5 750	— 22,375	250,625	8703	4817	5535	366,08	0692	6783
5 800	— 22,700	250,300	8692	4784	5505	363,59	0688	6746
5 850	— 23,025	249,975	8680	4751	5474	361,11	0684	6709
5 900	— 23,350	249,650	8669	4719	5444	358,65	0680	6672
5 950	— 23,675	249,325	8657	4687	5414	356,20	0677	6635
6 000	— 24,000	249,000	0,8646	0,4655	0,5384	353,77	0,0673	0,6598
6 050	— 24,325	248,675	0,8635	0,4622	0,5354	351,35	0,0669	0,6561
6 100	— 24,650	248,350	8624	4591	5325	348,94	0665	6525
6 150	— 24,975	248,025	8612	4559	5294	346,55	0662	6489
6 200	— 25,300	247,700	8601	4528	5265	344,17	0658	6453
6 250	— 25,625	247,375	8590	4497	5236	341,81	0654	6417
6 300	— 25,950	247,050	8578	4466	5207	339,47	0651	6380
6 350	— 26,275	246,725	8567	4436	5178	337,13	0647	6345

z M	t_z ° C	T_z ° C	$\frac{T_z}{T_0}$	$\frac{p_z}{p_0}$	$\frac{\rho_z}{\rho_0}$	p mm Hg	$\rho_z = \frac{\gamma}{g}$	γ κ/m^3
6 400	— 26,600	246,400	0,8556	0,4405	0,5149	334,80	0,0644	0,6310
6 450	— 26,925	246,075	8545	4374	5119	332,49	0640	6275
6 500	— 27,250	245,750	0,8533	0,4344	0,5091	330,18	0,0636	0,6240
6 550	— 27,575	245,425	0,8522	0,4314	0,5062	327,90	0,0633	0,6204
6 600	— 27,900	245,100	8511	4284	5034	325,62	0629	6169
6 650	— 28,225	244,775	8499	4255	5006	323,30	0626	6135
6 700	— 28,550	244,450	8488	4225	4977	321,11	0622	6101
6 750	— 28,875	244,125	8477	4195	4949	318,87	0619	6066
6 800	— 29,200	243,800	8466	4166	4921	316,65	0615	6031
6 850	— 29,525	243,475	8454	4137	4893	314,43	0612	5997
6 900	— 29,850	243,150	8443	4108	4866	312,23	0608	5964
6 950	— 30,175	242,825	8432	4079	4838	310,04	0605	5930
7 000	— 30,500	242,500	0,8420	0,4051	0,4810	307,87	0,0601	0,5896
7 050	— 30,825	242,175	0,8409	0,4022	0,4783	305,71	0,0598	0,5862
7 100	— 31,150	241,850	8398	3993	4756	303,56	0594	5827
7 150	— 31,475	241,525	8387	3965	4729	301,42	0591	5796
7 200	— 31,800	241,200	8375	3937	4702	299,29	0588	5762
7 250	— 32,125	240,875	8364	3910	4674	297,18	0584	5729
7 300	— 32,450	240,550	8353	3883	4648	295,08	0581	5697
7 350	— 32,775	240,225	8341	3855	4621	292,99	0578	5664
7 400	— 33,100	239,900	8330	3828	4595	290,90	0574	5632
7 450	— 33,425	239,575	8319	3800	4569	288,84	0571	5599
7 500	— 33,750	239,250	0,8308	0,3773	0,4542	286,79	0,0568	0,5567
7 550	— 34,075	238,925	0,8296	0,3746	0,4516	284,75	0,0564	0,5535
7 600	— 34,400	238,600	8285	3720	4490	282,72	0561	5503
7 650	— 34,725	238,275	8274	3693	4464	280,69	0558	5471
7 700	— 35,050	237,950	8262	3667	4439	278,69	0555	5440
7 750	— 35,375	237,625	8251	3640	4412	276,70	0552	5308
7 800	— 35,700	237,300	8240	3614	4386	274,71	0548	5377
7 850	— 36,025	236,975	8229	3588	4361	272,74	0545	5345
7 900	— 36,350	236,650	8217	3563	4336	270,78	0542	5314
7 950	— 36,675	236,325	8206	3537	4310	268,83	0539	5283
8 000	— 37,000	236,000	0,8195	0,3512	0,4285	266,89	0,0536	0,5252
8 050	— 37,325	235,675	0,8183	0,3486	0,4260	264,97	0,0532	0,5221
8 100	— 37,650	235,350	8172	3461	4235	263,06	0529	5191
8 150	— 37,975	235,025	8161	3436	4211	261,16	0526	5161
8 200	— 38,300	234,700	8149	3411	4185	259,26	0523	5130
8 250	— 38,625	234,375	8138	3386	4161	257,38	0520	5100
8 300	— 38,950	234,050	8127	3362	4137	255,51	0517	5070
8 350	— 39,275	233,725	8116	3337	4113	253,65	0514	5040
8 400	— 39,600	233,400	8104	3312	4088	251,79	0511	5010
8 450	— 39,925	233,075	8093	3288	4063	249,96	0508	4981
8 500	— 40,250	232,750	0,8082	0,3265	0,4040	248,13	0,0505	0,4952
8 550	— 40,575	232,425	0,8071	0,3241	0,4016	246,32	0,0502	0,4922
8 600	— 40,900	232,100	8059	3217	3992	244,52	0499	4893
8 650	— 41,250	231,775	8048	3193	3968	242,73	0496	4864
8 700	— 41,550	231,450	8037	3170	3945	240,94	0493	4834
8 750	— 41,875	231,125	8025	3146	3921	239,17	0490	4805
8 800	— 42,200	230,800	8014	3123	3898	237,40	0487	4777
8 850	— 42,525	230,475	8003	3101	3874	235,65	0484	4749

z M	t_z ° C	T_z ° C	$\frac{T_z}{T_0}$	$\frac{p_z}{p_0}$	$\frac{\rho_z}{\rho_0}$	p mm Hg	$\rho_z = \frac{\gamma}{g}$	γ κ/μ^3
8 900	— 42,850	230,150	0,7992	0,3078	0,3851	233,91	0,0481	0,4720
8 950	— 43,175	229,825	7980	3054	3828	232,18	0478	4692
9 000	— 43,500	229,500	0,7969	0,3032	0,3806	230,45	0,0476	0,4664
9 050	— 43,825	229,175	0,7958	0,3009	0,3782	228,74	0,0473	0,4625
9 100	— 44,150	228,850	7946	2987	3759	227,05	0470	4607
9 150	— 44,475	228,525	7935	2965	3737	225,37	0467	4580
9 200	— 44,800	228,200	7924	2942	3715	223,68	0464	4552
9 250	— 45,125	227,875	7913	2921	3692	222,01	0461	4525
9 300	— 45,450	227,550	7901	2899	3669	220,35	0459	4498
9 350	— 45,775	227,225	7890	2877	3647	218,69	0456	4470
9 400	— 46,100	226,900	7879	2856	3625	217,06	0453	4443
9 450	— 46,425	226,575	7867	2835	3603	215,44	0450	4416
9 500	— 46,750	226,250	0,7856	0,2813	0,3580	213,82	0,0448	0,4388
9 550	— 47,075	225,925	0,7845	0,2792	0,3559	212,22	0,0445	0,4362
9 600	— 47,400	225,600	7833	2771	3538	210,62	0442	4336
9 650	— 47,725	225,275	7822	2750	3517	209,02	0439	4309
9 700	— 48,050	224,950	7811	2730	3495	207,44	0437	4283
9 750	— 48,375	224,625	7800	2708	3473	205,86	0434	4257
9 800	— 48,700	224,300	7788	2688	3452	204,30	0431	4230
9 850	— 49,025	223,975	7777	2667	3431	202,75	0429	4204
9 900	— 49,350	223,650	7766	2647	3409	201,21	0426	4178
9 950	— 49,675	223,325	7754	2627	3388	199,68	0423	4152
10 000	— 50,000	223,000	0,7743	0,2606	0,3367	198,16	0,0421	0,4127
10 100	— 50,650	222,350	0,7721	0,2567	0,3323	195,14	0,0416	0,4075
10 200	— 51,300	221,700	7698	2528	3279	192,16	0411	4026
10 300	— 51,950	221,050	7675	2490	3235	189,22	0405	3976
10 400	— 52,600	220,400	7653	2451	3191	186,31	0400	3926
10 500	— 53,250	219,750	0,7630	0,2414	0,3147	183,45	0,0395	0,3876
10 600	— 53,900	219,100	0,7608	0,2377	0,3104	180,61	0,0390	0,3828
10 700	— 54,550	218,450	7585	2339	3061	172,82	0386	3775
10 800	— 55,200	217,800	7563	2301	3044	174,88	0381	3730
10 900	— 55,850	217,150	7540	2268	3007	172,37	0376	3685
11 000	— 56,500	216,500	0,7517	0,2229	0,2967	169,40	0,0371	0,3636
11 100	— 56,500	216,500	0,7517	0,2194	0,2920	166,74	0,0365	0,3578
11 200	— 56,500	216,500	7517	2160	2875	164,16	0359	3523
11 300	— 56,500	216,500	7517	2126	2830	161,58	0354	3468
11 400	— 56,500	216,550	7517	2093	2786	159,07	0348	3414
11 500	— 56,500	216,500	7517	2060	2742	156,56	0343	3360
11 600	— 56,500	216,500	7517	2028	2699	154,13	0337	3308
11 700	— 56,500	216,500	7517	1997	2658	151,77	0332	3257
11 800	— 56,500	216,500	7517	1965	2616	149,34	0327	3206
11 900	— 56,500	216,500	7517	1934	2574	146,98	0322	3154
12 000	— 56,500	216,500	0,7517	0,1903	0,2533	144,63	0,0317	0,3104
12 100	— 56,500	216,500	0,7517	0,1873	0,2493	142,35	0,0312	0,3055
12 200	— 56,500	216,500	7517	1845	2456	140,22	0307	3010
12 300	— 56,500	216,500	7517	1816	2417	138,02	0302	2962
12 400	— 56,500	216,500	7517	1787	2379	135,81	0297	2915
12 500	— 56,500	216,500	7517	1759	2341	133,68	0293	2869

z м	t_z ° C	T_z ° C	$\frac{T_z}{T_0}$	$\frac{p_z}{p_0}$	$\frac{\rho_z}{\rho_0}$	p мм Hg	$\rho_z = \frac{\gamma}{g}$	γ кг/м³
12 600	— 56,500	216,500	0,7517	0,1732	0,2306	131,63	0,0288	0,2826
12 700	— 56,500	216,500	7517	1705	2269	129,58	0284	2781
12 800	— 56,500	216,500	7517	1678	2233	127,53	0279	2737
12 900	— 56,500	216,500	7517	1651	2198	125,48	0275	2694
13 000	— 56,500	216,500	0,7517	0,1627	0,2165	123,65	0,0271	0,2653
13 100	— 56,500	216,500	0,7517	0,1601	0,2131	121,68	0,0266	0,2612
13 200	— 56,500	216,500	7517	1575	2097	119,70	0262	2570
13 300	— 56,500	216,500	7517	1550	2064	117,80	0258	2529
13 400	— 56,500	216,500	7517	1526	2031	115,98	0254	2489
13 500	— 56,500	216,500	7517	1503	2001	114,23	0250	2452
13 600	— 56,500	216,500	7517	1479	1969	112,40	0246	2413
13 700	— 56,500	216,500	7517	1456	1938	110,66	0242	2375
13 800	— 56,500	216,500	7517	1433	1907	108,91	0238	2337
13 900	— 56,500	216,500	7517	1411	1879	107,24	0235	2303
14 000	— 56,500	216,500	0,7517	0,1389	0,1849	105,56	0,0231	0,2266
14 100	— 56,500	216,500	0,7517	0,1367	0,1819	103,89	0,0227	0,2229
14 200	— 56,500	216,500	7517	1345	1791	102,22	0224	2195
14 300	— 56,500	216,500	7517	1324	1762	100,62	0220	2159
14 400	— 56,500	216,500	7517	1304	1736	99,10	0217	2127
14 500	— 56,500	216,500	7517	1283	1708	97,51	0214	2093
14 600	— 56,500	216,500	7517	1263	1681	95,99	0210	2060
14 700	— 56,500	216,500	7517	1243	1655	94,47	0207	2028
14 800	— 56,500	216,500	7517	1225	1630	93,10	0204	1998
14 900	— 56,500	216,500	7517	1205	1604	91,58	0201	1966
15 000	— 56,500	216,500	0,7517	0,1186	0,1579	90,14	0,0197	0,1935



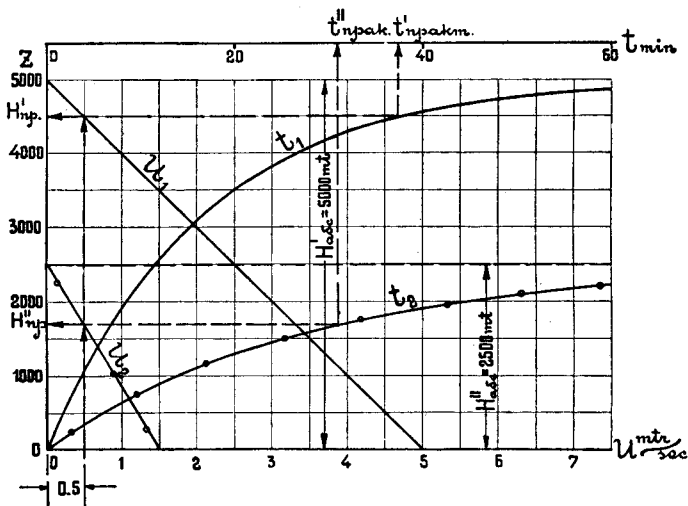
Фиг. 1. Изменение плотности, температуры и давления в международной стандартной атмосфере.

§ 2. Абсолютный и практический потолок самолета.

Абсолютным потолком самолета следует называть высоту, приведенную к международной стандартной атмосфере, при которой вертикальная скорость при подъеме самолета равна нулю.

Практическому потолку самолета в разных государствах даются разные определения, в большинстве случаев, справедливые только для определенного класса самолетов.

Так, в Америке практическим потолком считается высота, при которой вертикальная скорость самолета при подъеме $u \cong 0,05$ м/сек.; у нас в СССР раньше принималось $u = 0,25$ м/сек.; многие ограничиваются временем полета и т. д.



Фиг. 2. Барограммы двух самолетов и кривые изменения вертикальных скоростей с высотой.

Если рассмотреть две барограммы (фиг. 2) для самолета типа разведчика с абсолютным потолком $H'_{абс} = 5\,000$ м и вертикальной скорости у земли $u'_0 = 5$ м/сек. и самолета пассажирского типа с $H''_{абс} = 2\,500$ м и $u''_0 = 1,5$ м/сек., то будет ясно, что все такие определения не имеют достаточного обоснования.

Возьмем американское определение практического потолка и посмотрим, что получится для этих двух самолетов.

Как видно из фиг. 2, у первого самолета практический потолок $H'_{практ} = 4\,500$ м $= 0,95 H'_{абс}$ и время полета на практический потолок $t'_{практ} = 37,5$ мин.; у второго самолета $H''_{практ} = 1\,700$ м $= 0,68 H''_{абс}$ и время подъема $t''_{практ} = 31$ мин. Следовательно, если принять американское определение, то получается, что самолет с большим избытком мощности летит до своего практического потолка дольше, чем самолет с меньшим избытком мощности, и использует на подъем большую часть своего избытка мощности у земли, чем второй самолет с меньшим избытком мощности. В данном случае самолет пассажирского

типа с большой нагрузкой на лош. силу очутится при испытаниях в более невыгодных условиях, в смысле выявления своих данных, нежели какой-нибудь военный разведчик.

Возьмем теперь другой случай определения практического потолка, который иногда применяется при испытаниях, а именно: будем под практическим потолком самолета считать ту высоту, которую самолет заберет в один час времени.

Рассмотрение той же фигуры 2 ясно показывает, что первый самолет в данном случае будет иметь $H'_{\text{практ}} = 4850 \text{ м} = 0,97 H_{\text{абс}}$; второй самолет $H''_{\text{практ}} = 2200 \text{ м} = 0,88 H_{\text{абс}}$. Следовательно, и теперь самолет с меньшим избытком мощности оказывается в менее благоприятных условиях, в смысле выявления своих данных, чем другой самолет с большим избытком мощности.

Определение практического потолка, справедливое для всех самолетов, дает проф. В. П. Ветчинкин. Он предлагает считать практический потолок в $\frac{1}{10}$ абсолютного потолка, а именно:

$$H_{\text{практ}} = 0,95 H_{\text{абс}}$$

Но такое определение неудобно потому, что $H_{\text{практ}}$ выражается через величину $H_{\text{абс}}$, которая не имеет практического смысла и большинству летчиков неизвестна.

Определение практического потолка, более удобное для применения, будет такое:

Практическим потолком самолета следует считать высоту, приведенную к международной стандартной атмосфере, которая получается при вертикальной скорости самолета равной 5% от вертикальной скорости у земли (на уровне моря).

§ 3. Приведение результатов полетных испытаний самолетов к международной стандартной атмосфере.

Американские исследования ¹⁾ показывают, что мощность, развиваемая мотором, зависит не только от плотности, а от давления и температуры воздуха. Поэтому, казалось бы, при приведении результатов испытаний самолетов к стандартным условиям это необходимо учитывать и вводить соответствующие поправки. К сожалению, введение этих поправок настолько усложняет задачу приведения, что от этого раньше всего отказались сами же американцы, и до сих пор ими пренебрегают во всех странах, так как в практических пределах изменения давления и температуры воздуха эти поправки невелики. При всяких приведениях к стандартным условиям до сих пор для простоты считается, что мощность мотора является функцией только плотности воздуха, независимо от того, за счет чего меняется эта плотность, за счет ли изменения давления, или же за счет изменений температуры воздуха.

¹⁾ Report № 171 1923 г. National Advisory Committee for Aeronautics. Washington.

А. Скороподъемность и практический потолок.

а) Метод Mises'a.

При испытаниях самолетов на скороподъемность и определение практического потолка на самолете делаются записи времени, давления и температуры воздуха. Эти записи могут быть произведены самописцами, т.е. барографами (или альтиграфами) и термографами, а при отсутствии их через определенные промежутки времени на самолете просто делаются записи высоты (по альтиметру) и температуры (по термометру). К этим записям, по желанию, могут быть добавлены показания счетчика числа оборотов и указателя скорости, являющиеся критерием для оценки работы мотора во время подъема и позволяющие также, до некоторой степени, судить о постоянстве выдерживаемого летчиком режима. Данные записей, обыкновенно укладываются в таблицу 1.

Таблица 1.

Время $t_{\text{мин}}$	Высота по барографу или альтиметру $Z \text{ м}$	Температура абсолютная $T \text{ }^{\circ}\text{C}$	Число обо- ротов n	Скорость по сафу V
1	2	3	4	5
0				
1				
2				
3				
и т. д.				

Цифровые данные графы 2 этой таблицы, исправленные на инструментальные поправки ¹⁾, определяют высоты, соответствующие высотам в международной стандартной атмосфере ²⁾. Затем по тарировочной кривой (или таблице), которые прилагаются к каждому прибору, находят давления p_z , соответствующие этим исправленным высотам. Зная же давления p_z и температуры T_z , можно найти и соответствующие им плотности воздуха γ_z .

Они через давления и температуру выражаются формулой

$$\gamma_z = \frac{p_z}{RT_z} = \frac{0,03416 p_z}{T_z}. \quad (8)$$

Далее определяют вертикальные скорости. Рассмотрение условий статического равновесия некоторого параллелепипеда воздуха (фиг. 3),

¹⁾ Инструментальные поправки состоят из поправок на неточность прибора и влияние температуры. Такие поправки всегда прилагаются в виде таблицы к каждому прибору. Во Франции, кроме этих поправок, делают поправки на гистерезис барографа путем специальных тарировок в воздушном колоколе. Если такие поправки могут быть значительными и представлять практический интерес, то их следует делать как в отношении барографа, так и в отношении термографа (термометра).

²⁾ Если на самолете стоит прибор, градуированный не по высотам, а в единицах давления, то высота $Z \text{ м}$ в международной стандартной атмосфере, соответствующая давлению $p_z \text{ (кг/м}^2\text{)}$ и температуре $T_z \text{ (абс. в }^{\circ}\text{C)}$, определяется по формуле (9).

имеющего давление p на верхней стороне и $p + \Delta p$ на нижней стороне, отстоящей от верхней на расстоянии ΔZ , дает, что

$$\Delta p = \gamma_{\text{ср}} \Delta Z \text{ или } \Delta Z = \frac{\Delta p}{\gamma_{\text{ср}}}, \quad (11)$$

где $\gamma_{\text{ср}}$ — есть средняя плотность воздуха за слой толщиной ΔZ .

Если брать небольшие значения ΔZ , то можно считать, что для такого небольшого участка высоты значения вертикальной скорости остаются постоянными и равными

$$u = \frac{\Delta Z}{\Delta t}, \quad (12)$$

где Δt — промежуток времени, за который самолет поднимается на высоту ΔZ . Подставляя формулу (12) значение ΔZ , выраженное через Δp и $\gamma_{\text{ср}}$ (форм. 11), для вертикальной скорости получим:

$$u = \frac{\Delta p}{\gamma_{\text{ср}} \Delta t 60} \text{ м/сек.}, \quad (13)$$

где Δp (в кг/м^2) есть разность давлений на верхней и нижней границе слоя воздуха толщиной ΔZ (фиг. 3); $\gamma_{\text{ср}}$ (в кг/м^3) — средняя плотность воздуха за тот же слой ΔZ (средняя арифметическая из плотностей воздуха на верхней и нижней границе слоя толщиной ΔZ); Δt — время прохождения самолетом этого слоя воздуха в минутах.

Разбив всю высоту от земли до потолка на элементы

$$\Delta Z_1 = \frac{\Delta p_1}{\gamma_{\text{ср}_1}}, \quad \Delta Z_2 = \frac{\Delta p_2}{\gamma_{\text{ср}_2}}, \quad \Delta Z_3 = \frac{\Delta p_3}{\gamma_{\text{ср}_3}} \dots,$$

определяемые постоянными промежутками времени Δt (положим, равными 1—2 минутам), по формуле (13) получают ряд вертикальных скоростей $u_1 \ u_2 \ u_3 \dots$, соответствующих в международной стандартной атмосфере высотам

$$Z_1 = 0,5 \cdot \Delta Z_1; \quad Z_2 = \Delta Z_1 + 0,5 \cdot \Delta Z_2; \quad Z_3 = \Delta Z_1 + \Delta Z_2 + 0,5 \cdot \Delta Z_3 \text{ и т. д.}$$

Подсчет высот, соответствующих в международной стандартной атмосфере значениям $\gamma_{\text{ср}}$ можно производить также по формуле:

$$Z = 44\,300 - 42\,230 \gamma_{\text{ср}}^{0,235}. \quad (10)$$

Получив ряд значений u и Z и нанеся их на график, проводят, по возможности, плавную кривую, которая определяет значение абсолютного потолка и вертикальную скорость, соответствующую $Z = 0$ (фиг. 4). По этой же кривой (фиг. 4) находится и практический потолок самолета — он определяется предельной вертикальной скоростью, принятой у нас в СССР равной 5% от начальной вертикальной скорости (при $Z = 0$).

Если закон изменения с высотой вертикальных скоростей может быть выражен прямой, как на фиг. 4, то вычисления барограммы подъема самолета следует производить по формуле:

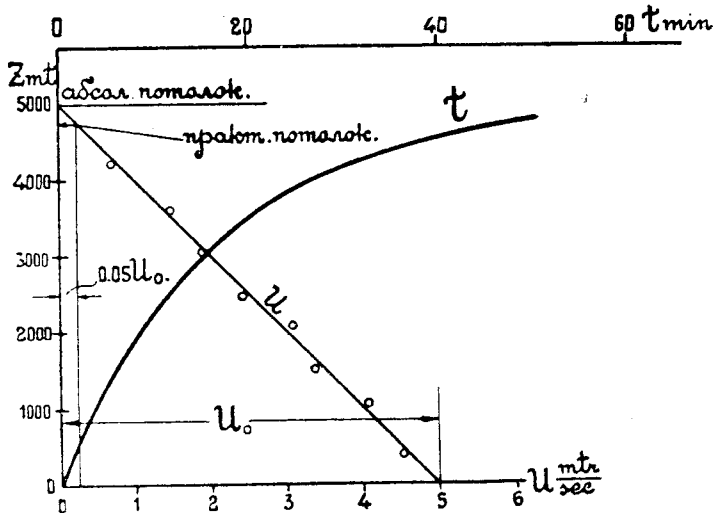
$$t_{\text{мин}} = 0,0384 \frac{H}{u_0} \lg \frac{1}{1 - \frac{Z}{H}}, \quad (14)$$

где H — абсолютный потолок самолета в $м$;

u_0 — начальная вертикальная скорость в $м/сек$;

Z — высота в $м$.

Во всех остальных случаях построение барограммы производится путем суммирования промежутков времени, в течение которых самолет поднимается от одной высоты к другой. Это суммирование может быть произведено графически или арифметически — методами обще-



Фиг. 4.

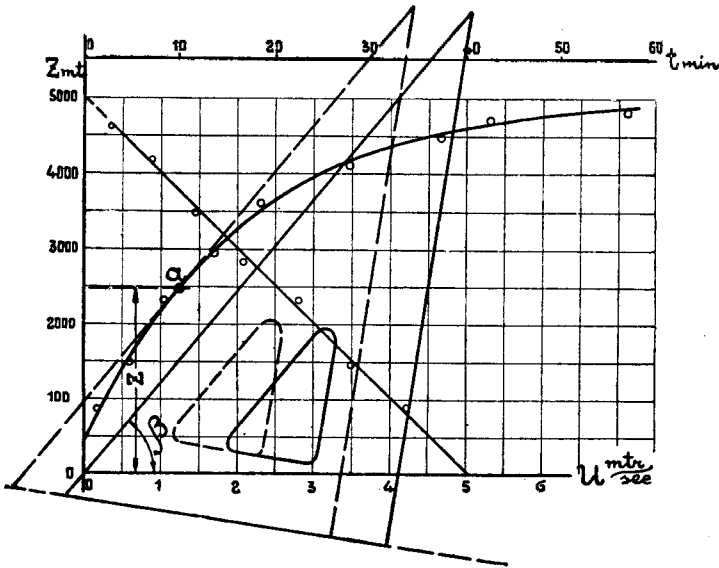
известными, поэтому мы на них останавливаться не будем. Подсчитанная тем или иным способом барограмма изображается обыкновенно на том же графике, где нанесена кривая вертикальных скоростей (фиг. 4). Обработку данных испытаний обыкновенно укладывают в таблицу 2, которая, в виде примера приводится ниже.

Таблица 2.

$t_{\text{всп.}}$	Z м по альтиметру	Z м в межд. станд. атм.	Давление p кг/м ²	$T^{\circ} C_{(\text{абс})}$	γ кг/м ³	Δt мин.	Δp кг/м ²	$\gamma_{\text{ср}}$ кг/м ³	u м/сек	Z м	u м/сек	$u_{\text{ср}}$ м/сек	Δt	t
0			10050	265	1,295	2	930	1,252	6,2	0	7,3	7,0	м с 1 13	м с 1 13
2	1150	1060	9120	259	1,210	2	920	1,151	6,6	500	6,7	6,4	1 18	2 31
4	2070	1900	8200	256	1,092	2	700	1,051	5,1	1000	6,1	5,8	1 26	3 57
6	2830	2600	7500	254	1,010	2	500	0,981	4,2	1500	5,5	5,2	1 36	5 33
8	3460	3170	7000	251	0,952	2	450	0,924	4,0	2000	4,8	4,5	1 51	7 24
10	4000	3660	6550	249	0,896	2	330	0,879	3,2	2500	4,3	4,0	2 6	9 30
12	4500	4090	6220	246	0,862	2	270	0,847	2,6	3000	3,7	3,4	2 35	

b) Приближенный метод ¹⁾.

Имея давления ²⁾ p_z и температуру T_z , полученные из результатов испытаний, по формуле (9) определяют высоты в международной стандартной атмосфере и наносят их значения на график в функции времени. Через полученные точки проводят плавную кривую ³⁾ (фиг. 5). Затем по полученной кривой определяют вертикальные скорости самолета, которые на каждой высоте выражаются тангенсом угла β , наклона касательной к барограмме с осью абсцисс и могут быть определены



Фиг. 5. Определение вертикальных скоростей самолета по барограмме взлета.

при помощи треугольника и линейки, как показано на фиг. 5. Например, вертикальная скорость точки a барограммы, соответствующей высоте Z , определится формулой:

$$u_z = \frac{dz}{dt} = \frac{\operatorname{tg} \beta}{60} \text{ м/сек.} \quad (15)$$

(Для большей точности определения U_z берут для барограммы удобный масштаб, а на пологих участках кривой проводят вместо касательных нормали, которые, как будет показано в примере, легко строятся при помощи циркуля).

Проделав эту операцию для нескольких точек барограммы и определив, следовательно, на нескольких высотах вертикальные ско-

¹⁾ Report № 216 National Advisory Committee for Aeronautics.

²⁾ Давления получают, как и в предыдущем случае, из тарировочной кривой барографа или альтиметра, исправленных на инструментальные поправки.

³⁾ Может оказаться, что за счет температурных инверсий плавную кривую целиком провести трудно. Тогда этими участками пренебрегают, а проводят кривую только там, где точки ложатся более или менее плавно.

рости самолета, проводят через них, по возможности, также плавную кривую (фиг. 5). Эта кривая определит высоту абсолютного и практического потолка. Затем по кривой вертикальных скоростей строят новую барограмму, которая и считается барограммой, приведенной к международной стандартной атмосфере.

Пример. При испытании самолета на скороподъемность были получены следующие данные:

Время в мин. $t_{\text{мин}}$	Давление в кг/м^2 p_z	Абс. темп. T_z
3,5	8 150	263
5,6	7 750	260
12,0	6 770	255

и т. д.

Требуется построить барограмму взлета, приведенную к международной стандартной атмосфере, кривую изменения вертикальных скоростей, абсолютный и практический потолок самолета.

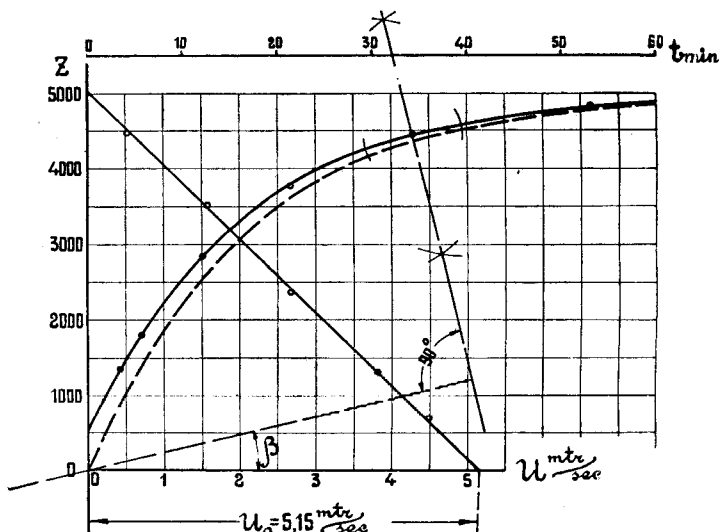
Решение. Определяем высоты Z , соответствующие давлениям p_z и температурам T_z по формуле (9)

$$Z = 44\,300 - 19\,157 \left(\frac{p_z}{T_z} \right)^{0,235};$$

получаем

$t_{\text{мин}}$	$\frac{p_z}{T_z}$	Z_m
3,5	30,99	1 369
5,6	29,81	1 760
12,0	26,55	2 903

и т. д.



Фиг. 6. Построение барограммы самолета и кривой изменения вертикальных скоростей, приведенных к стандартной атмосфере.

Имея данные $t_{\text{мин}}$ и Z_m , получаем барограмму взлета (фиг. 6). Далее, путем определения тангенсов углов наклона касательной к оси абсцисс, вычисляем по формуле (15) в нескольких точках кривой вертикальные скорости самолета. Определение углов β делаем при помощи циркуля, линейки и угольника, как показано на фиг. 6.

Например, для точки кривой взлета, соответствующей абсциссе $t = 34,5$ мин. и ординате $Z = 4\,450$ м:

$$u_z = \frac{\text{tg } \beta}{60} = 0,5 \text{ м/сек.}$$

Получив ряд значений вертикальных скоростей на разных высотах, строим кривую изменения с высотой вертикальных скоростей, которая в пересечении с осью ординат определяет $H_{\text{абс}} = 5\,050$ м, а в пересечении с осью абсцисс дает

$$u_0 = 5,15 \text{ м/сек.}$$

Далее определяем предельное значение u , которое у нас принято $0,05 \cdot u_0$, оно равно

$$u = 0,05 \cdot 5,15 = 0,26 \text{ м/сек.}$$

По кривой изменения u с высотой находим, что практический потолок самолета равен

$$H_{\text{практ}} = 4\,750 \text{ м.}$$

Наконец, по кривой изменения вертикальных скоростей, строим обычным путем барограмму взлета, которую и можно приближенно считать барограммой, приведенной к международной стандартной атмосфере. Она на фиг. 6 изображена пунктиром.

Описываемый приближенный способ может вызывать возражение в том, что влияние температурных инверсий будет сказываться на времени подъема, так как за счет этих инверсий может исказиться первоначальная кривая времени подъема. На это можно ответить, что участками кривой времени подъема (фиг. 6), на которых влияние температурных инверсий велико, всегда можно пренебречь и ограничиваться проведением кривой лишь там, где она намечается более определенно. Смещение кривой времени подъема (первоначальной) (фиг. 6), которое может происходить за счет изменения начальной температуры воздуха (например, разные времена года) может быть довольно значительным, но на результатах приведения это должно сказываться мало, так как кривые, получаемые для одного и того же самолета при разных атмосферных условиях, за исключением мест, искаженных инверсиями, оказываются почти всегда эквидистантными.

В. Скорость горизонтального полета самолета на высотах и близ земли.

Определение действительных воздушных скоростей самолетов при горизонтальном полете близ земли и до высоты 5 000 м, может производиться при помощи фото-теодолитного базиса ¹⁾. Для этого на желаемых высотах производятся специальные полеты по различным направлениям, которые и определяют действительные скорости V самолета относительно воздуха.

Во время таких полетов самолет должен выдерживаться строго параллельно земле, а для этого летчик должен пользоваться статоско-

¹⁾ При отсутствии фото-теодолитного базиса определение горизонтальных скоростей самолет на небольших высотах можно производить при помощи мерного километра, а на больших высотах при помощи тарированного указателя скорости. См. следующий раздел С.

пом. При каждом полете на самолете замеряется давление и температура воздуха, которые, принимая во внимание формулу (9), и определяют ту высоту в международной стандартной атмосфере, на которой находился самолет во время испытаний.

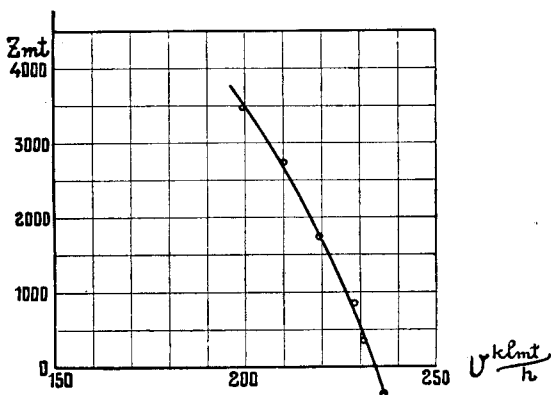
Пример. При испытании самолета на скорость были получены следующие данные:

$$V=220 \text{ км/час; } p_z=8\,050 \text{ кг/м}^2 \text{ и } T_z=268^\circ.$$

Определить высоту, приведенную к международной стандартной атмосфере, на которой находился самолет во время испытаний.

Решение. По формуле (9) имеем:

$$Z = 44\,300 - 19\,157 \left(\frac{8\,050}{268} \right)^{0,235} = 1\,682 \text{ м.}$$



Фиг. 7. Кривая изменения с высотой горизонтальных скоростей, приведенных к международной стандартной атмосфере.

Если таковые испытания проведены на нескольких высотах, то нетрудно построить кривую изменения скорости самолета с высотой. Эта кривая (фиг. 7) и определит скорости самолета на промежуточных высотах, а также и скорость при $z=0$ в международной стандартной атмосфере.

С. Скорости самолета по траектории близ земли и на высотах.

Измерение скоростей самолета по траектории, при любом его режиме, обыкновенно производится указателями скоростей, которые градуируются по скоростному напору

$$p = p_0 - p_1 = k \cdot \rho V^2. \quad (16)$$

Для любого такого типа указателя скорости значение k остается постоянным во всех обычных пределах скоростей полета. Заводская градуировка указателей скорости обыкновенно производится при постоянной величине $\rho_0=0,125$, соответствующей в международной атмосфере высоте $Z=0$ и только на этой высоте этот прибор может показать действительные скорости полета V .

На высотах же, где плотность воздуха отличается от ρ_0 , указатели скорости показывают не действительные скорости полета V , а

$$V_c = V \sqrt{\frac{\rho_z}{\rho_0}} = V \sqrt{\Delta} \quad (17)$$

или так называемую индикаторную скорость.

В тех случаях, когда заводская градуировка указателя скорости произведена при атмосферных условиях, отличающихся от начальных условий международной стандартной атмосферы ($p_0 = 10\,330 \text{ кг/м}^2$ и $T_0 = 288^\circ \text{C}$), формула (17) теряет силу. В таком случае указатель скорости будет показывать

$$V_c = V \sqrt{\frac{p_z \cdot T_{\text{гр}}}{p_{\text{гр}} \cdot T_z}} \quad (18)$$

где p_z и T_z — давление и абсолютная температура воздуха на высоте Z , а $p_{\text{гр}}$ и $T_{\text{гр}}$ — давление и абсолютная температура воздуха, соответствующие нулю градуировочной шкалы.

Вследствие влияния на приемник указателя скорости частей самолета, находящихся вблизи него, а также вследствие различия в конструкциях приборов и в их установке, указатели скорости очень редко показывают истинную индикаторную скорость V_c . Для приведения скорости показанной по прибору V_c' к истинной индикаторной скорости V_c необходимо произвести тарировку указателя скорости в пределах полного изменения скоростей самолета и получить кривую зависимости между действительными индикаторными скоростями V_c и показаниями указателя скорости V_c' . Тарировка указателя скорости производится или определением скоростей на мерном километре или при помощи фото-теодолитного базиса.

Скорости при таких тарировочных полетах следует брать такими, чтобы получить тарировочные точки при наибольшей скорости, экономической скорости и на трех точках, лежащих между ними. Высота полетов должна быть по возможности меньше (50—100 м).

Следовательно, при определении скоростей самолета при помощи указателя скорости приходится оперировать с тремя видами скоростей, а именно:

- 1) показанием указателя скорости V_c' ,
- 2) действительной индикаторной скоростью V_c (которая получалась бы при правильно показывающем приборе),
- 4) действительной воздушной скоростью V .

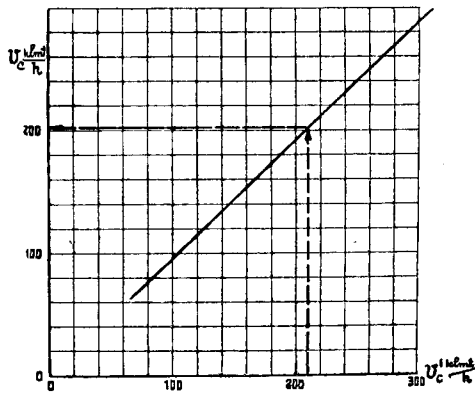
График зависимости V_c и V_c' обычно представляет прямую линию или близкую к ней. После того, как тарировочная кривая для указателя скорости получена, определение действительных воздушных скоростей в условиях международной стандартной атмосферы не представляет никакого труда. Для этого нужно только знать среднее показание указателя скорости, давление и температуру воздуха во время испытаний. Показания указателя скорости V_c' поправляют по тари-

ровочной кривой и, следовательно, находят V_c — скорость, которая получается при правильно работающем приборе. Действительная воздушная скорость самолета на высотах определится из уравнения (18), а сама высота Z , как было выведено ранее, определяется уравнением (9):

$$Z = 44\,300 - 19\,157 \left(\frac{p_z}{T_z} \right)^{0,235}$$

Имея данные V на разных высотах при каком-нибудь режиме самолета, легко построить кривую изменения этих скоростей самолета с высотой.

Пр и м е р. При подъеме самолета было зарегистрировано давление $p_z = 7\,105 \text{ кг/м}^2$, абсолютная температура $T_z = 258^\circ \text{С}$ и показания указателя скорости $V_c' = 210 \text{ км/час}$. Градуировка указателя скорости была произведена при $p_{\text{гр}} = 10\,330 \text{ кг/м}^2$ и $T_{\text{гр}} = 293^\circ \text{С}$. Привести данное испытание к международной стандартной атмосфере. Тарировочная кривая изображена на фиг. 8.



Фиг. 8. Примерная тарировочная кривая для указателя скоростей.

Р е ш е н и е. По тарировочной кривой (фиг. 8) определяем скорость, которая получилась бы при правильно работающем указателе скорости:

$$V_c = 202 \text{ км/час.}$$

Зная p_z , T_z , $p_{\text{гр}}$, $T_{\text{гр}}$ и V_c , по уравнению (18) находим действительную воздушную скорость. Она равна

$$V = \frac{V_c}{\sqrt{\frac{p_z}{p_{\text{гр}}} \cdot \frac{T_{\text{гр}}}{T_z}}} = \frac{202}{\sqrt{\frac{7\,105}{10\,330} \cdot \frac{293}{258}}} = 229 \text{ км/час.}$$

Далее, по уравнению (9) находим ту высоту в международной стандартной атмосфере, которой соответствуют данные засечек p_z , T_z и V_c' .

Эта высота будет:

$$Z = 44\,300 - 19\,157 \left(\frac{7\,105}{258} \right)^{0,235} = 2\,543 \text{ м.}$$

Декабрь 1926 г.

Papers on Aerodynamical Calculations of Aeroplanes.

A B S T R A C T S.

Aerodynamical Calculations of an Aeroplane. First Approximation.

A. V. Tchessaloff.

In this paper is given a derivation of the formulae for estimating aerodynamical characteristics of an aeroplane without the use of a polar curve, which were proposed by Walter S. Diehl in the N. A. C. A. Report № 173.

By means of certain transformations of formula (21) for the initial vertical velocity of the machine, and a formula (26) for the absolute ceiling, it was found possible to represent all the relationships above named by a simple nomographic chart. The basic factors in the determination of aerodynamical characteristics of an aeroplane are:

$$\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max} \quad \text{and} \quad L = \frac{V_{\text{noc}}}{\eta_{\max}} \cdot \frac{G_0}{\text{HP}_R},$$

where V_{noc} — landing speed, m. p. s.; $\frac{G_0}{\text{HP}_R}$ — power loading; η_{\max} — maximum efficiency of the airscrew corresponding to the maximum speed of the machine, and $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}$ — maximum quality of the machine as a whole.

The use of the chart is seen from the example shown on the chart. The application of the chart can be extended on the machines with supercharged engines. For this purpose there should be known, besides the nominal power of the engine, the equivalent power at the ground.

Aeroplane Drag Coefficients.

A. V. Tchessaloff.

The work is an attempt to correlate, as far as possible, the wind tunnel data of different laboratories, and to give more or less reliable drag coefficients of various parts, to be used in preliminary calculations. The influence of the Reynolds Number (or, rather, of the test characteristics $V \cdot b = Rv$) on drag coefficients of various parts is shown, which in some cases can materially change C_x .

Construction of Lilienthal's Polar Curve for a Monoplane Wing of Arbitrary Form.

A. V. Tchessaloff.

In this article are described two methods of constructing Lilienthal's polar curve for monoplane wings of different section, either twisted or having an arbitrary plan shape.

The first method, based on Prandtl's vortex theory, was given by B. N. Yourieff¹⁾ and seems to have been simultaneously proposed by A. Fage²⁾. The method consists in finding, by means of several successive approximations, the actual distribution of the circulation along the span.

By measuring with a planimeter the area contained between the circulation curve and the axis of abscissae (fig. 1), there is obtained C_y of the wing. Knowing the actual angles of incidence of the flow at every section of the wing and the angles of setting of the sections, by the aid of the polar curves of the sections for $\lambda = \infty$, there is obtained either from formulae (10) or graphically C_x of the wing.

The second method belongs to Trefftz³⁾, who gives a purely analytical solution of the problem. The circulation is represented in the form of a trigonometrical series, the number of terms taken depending on the degree of accuracy desired.

The practical solution of the problem requires a simultaneous solution of n equations with n unknowns, determining certain coefficients, by the aid of which there are readily obtained the lift and the induced drag of the wing (34), (35) and (36) and also the equation of the curve of the actual distribution of the circulation along the span (32). Check calculations for certain wings have shown that to obtain good accuracy it is nearly always sufficient to take only four of the first terms of the series (32) satisfying (33) at sections of the wing distant $0,924 l/2$; $0,707 l/2$; $0,383 l/2$ and 0 from the middle (Fig. 9)⁴⁾.

In such case the solution of the problem is reduced to a simultaneous solution of 4 equations, having 4 unknowns (39) determining the coefficients A_1 , A_3 , A_5 and A_7 . By the aid of equations (34), (35), (36) and (40) there can be obtained the lift, the induced drag and the curve of actual distribution of the circulation along the span of the wing.

A Graphical Method of Constructing the Circulation along the Span.

Y. A. Pobiedonostzeff.

In this article is described a trial and error method of constructing the circulation along the span. The method is based on Prandtl's vortex theory. All multiplication and algebraical summation is made graphically,

¹⁾ B. N. Yourieff. „Vestnik Vozdoushnogo Flota“. № 2. 1923.

²⁾ A. Fage. Reports and Memoranda. № 806, January, 1923.

³⁾ The method proposed by Trefftz was described in R. & M. 824, 1922.

⁴⁾ R. & M. 824, 1922.

which allows the calculation work to be carried out from 6 to 8 times faster than if using the same trial and error method but performing the calculations analytically. Besides, owing to its being more intuitive, this method permits to avoid the arithmetical errors, which are always possible in using an analytical method.

The circulation curve is substituted by a broken line (fig. 1). The formulae (2) then takes the form (4).

There is further introduced the following simplification: there is considered the sum of influences on the point *A* of only one half of the span, the other half being taken into account automatically with the first one, by summing up the influences of symmetrical elements (formulae 5—10).

The values of the coefficient *A* have been calculated for a wing divided up into elements as shown in Fig. 2, there being assumed that $V=1$ m. p. s., and that the wing span $l=1$.

The calculated values for four points are given in Table 1. Let it be required to find the circulation at the four points: № 3, № 5, № 7 and № 11 (Fig. 2).

For the points named there have been plotted the graphs giving $\Delta\alpha$ in function of $\Delta i = i_q - i_p$ (Fig. 10—13 and Fig. 3).

The circulation is obtained in the following way.

Referring to Fig. 4, a circulation curve *MN* is assumed. A piece of tracing cloth is laid over this figure, and through the ends of the ordinates are drawn lines parallel to the axis of abscissae. This there is obtained Δi for each of the elements (Fig. 5).

By placing the tracing cloth over fig. 3 the intersection of the lines 0—1 and *CD* is obtained (point *e* in fig. 7). By bringing the point *e* to coincide with the origin (fig. 3) there is found the point *f* (fig. 8) and so on.

Thus there is obtained the broken line $o_1 e f l$ (fig. 9). The segment *bl* gives the downwash at the point in question.

Corresponding with the downwash obtained, there is found the circulation at the section. This circulation is laid off on Fig. 4 (see in fig. 17 the points marked with circles).

Assuming a new mean circulation the above operation is repeated and a second value of the circulation is obtained for every section (see in Fig. 17 the points marked with squares). The process is repeated as many times as is necessary to obtain the desired degree of accuracy. The practical application only the second approximation is used, the mean of the two circulation curves — the second assumed and the second obtained — being considered as the actual one.

At the end of the article is given an example of construction of the aerodynamical characteristics of a wing having an arbitrary plan form, made up of different aerofoils, and being, besides, twisted.

Altitude Performance Curves of the Engine.

A. V. Tchessaloff.

In this article are discussed the results of tests of aviation engines, which were conducted at $T = \text{const}$ and $p = \text{const}$ and were published, in Report № 171 of the National Advisory Committee for Aeronautics.

Formulae (1) and (3) were applied to check the results of other tests published in the Reports. As is seen from Fig. 1 the data regarding the power output of the engines tested, reduced to conditions of the international standard atmosphere, have fully confirmed the law expressed by formulae (11).

For supercharged engines, the power at the ground, N_0 , must be replaced by the equivalent power.

Engine performance curves and airscrew performance curves are combined in the usual manner.

Preliminary Determination of Aeroplane Performance.

A. V. Tchessaloff.

The article is a description of one of the most commonly used methods of estimating aeroplane performance, the different steps of the method being described according to their necessary sequence. It consists in a superposition of the characteristic curve of the engine on the Penault curves. The polar curve of the machine is plotted on the theory of the induced drag and the summation of the drag of individual parts.

The interaction of the airscrew and the parts of the machine in the shipstream is taken into account by means of formulae (9) — (17) as shown in Fig. 9. The speeds at different altitudes are determined with the aid of the chart of subsidiary scales, permitting the use of a single Penault curve, plotted for the ground level (fig. 10). An analysis of data of different variants of the design, by the aid of the estimate, permits the choice of the dimensions of the machine to be made to comply as closely as possible with the requirements specified.

Final Determination of Aeroplane Performance.

A. V. Tchessaloff.

In this paper is discussed the effect of the Reynolds Number on different parts and on the polar curve of the machine (Fig. 1—15).

An examination of these figures leads to the conclusion that, in order to obtain a more or less reliable reduction of model test data to full scale dimensions, wind tunnel tests of models ought to be made using the value of $Vb \nless 15 \text{ m}^2/\text{sec}$, where V —velocity of flow in the wind tunnel, in m. p. s., and b —wing chord, in m. In addition to the

usual elements of aeroplane performance calculation, a simple and intuitive method is given for plotting the glides of an aeroplane, descending along a straight path (7). Plotting the required thrust curves, for such paths (fig. 23), is made by means of formulae (23), (24) and (27). The intersections of a set of such curves with the parabola of negative thrusts of the aircrew, the axis of abscissae and the engine performance curve (fig. 23) determine the speeds of flight along the paths for the following kinds of flight: 1) flight with the engine shut off; 2) flight with a throttled engine (the thrust being equal to zero); 3) flight with the engine all on. In fig. 25 are shown the glide indicator curves for all the three kinds of flight.

The Downwash at the Tail Plane.

V. S. Vedroff.

In this paper a comparison is drawn between the theoretical and the experimental data on the downwash at the tail plane. As the existing formulae either fail to agree with experimental results or do not take into account certain factors, a new formulae (10) is proposed showing good agreement with experiment.

In the second part of the paper it is shown that the values of the downwash with a working airscrew, obtained, on the theory of an ideal propeller and using proper correction factors, differ but little from the experimental ones.

Aeroplane Balancing and Determination of the Longitudinal Stability by the Method of V. P. Vetchinkin.

Y. A. Pobiedonostzeff.

As is known, the moment coefficient of the wing about an arbitrary point N , with coordinates $x = \xi b$ and $y = \eta b$ (fig. 3) is given by the equation:

$$C_m(N) = C_{m_0} - C_n \cdot \xi + C_t \cdot \eta, \quad (1')$$

in which $C_m(N)$ — moment coefficient about a point N ; C_{m_0} — moment coefficient of the wing about the leading edge, usually given among wind tunnel test data of the section; C_t and C_n — components along the chord and at right angles to the chord of the coefficient of the resultant C_α .

In view of the above, the balancing curves can be disposed not according to the angles of incidence, α^0 , of the wing, as was usual, but according to $C_y \cong C_n$ (fig. 4). Then the displacement of the centre of gravity or, in other words, of the point N , by $\Delta \xi = \Delta x \cdot b$ (b — the wing chord), will be equivalent to a rotation of the axis of ordinates through the angle $\alpha = \arctg \Delta \xi$. It is thus possible to study the horizontal displacement of the centre of gravity by means of a single plot, which can-

not be done when balancing the aeroplane according to angles of incidence it being necessary to plot a new the principal moment curve for a new position of the centre of gravity. Thus the method of balancing, proposed introduces an additional degree of freedom—the horizontal displacements of the centre of gravity. As to the vertical displacement of the centre of gravity, it is generally insignificant, and besides, has a negligible effect on the resultant moment, in view of the smallness of the coefficient C_{μ} .

There is further introduced a method of taking into account the effect of the change in the angle of setting of the tail plane, φ^0 , on the general distribution of moments.

Assuming the lift coefficients of the horizontal empennage, $C_{y_{XB}}$, to vary as the angle of incidence of the empennage, α_{XB}^0 [formulae (4)] we shall find that the moment coefficient of the horizontal empennage, $C_{m_{XB}}$, will, with the change in the tail plane setting angle, φ^0 , by $\Delta\varphi^0$, change by an amount:

$$\Delta C_{m_{\varphi}} = k \cdot \alpha \cdot \Delta\varphi^0 \quad (8)$$

equal for all values of C_y . This is equivalent to a displacement of the axis of ordinates parallelly to itself by an amount of $\Delta C_{m_{\varphi}}$.

This circumstance is here amounted for by having the coordinate axis drawn on facing cloth (Fig. 20), and by displacing this facing cloth along the C_m axis by an amount corresponding to the change by φ^0 in the angle of setting of the tail plane.

The scale of the displacements $\Delta C_{m_{\varphi}}$ is given in Fig. 19.

The international Standard Atmosphere and the Reduction to this Atmosphere of the Aeroplane Flight Test Data.

A. V. Tschessaloff.

In this article are described the methods of reducing to standard conditions the barograms of the take-off of horizontal flight speeds and of speeds along the flight path.

Two methods are described for reducing the take-off barogram to standard conditions: the first method (which can be considered as sufficiently accurate) consists in plotting the curve of the change in the vertical speed of the machine with altitude, computed from formulae (13) and in determining thence the barogram of the take-off. The accuracy of the reduction depends on the length of the time intervals Δt taken, determining the values of Δp and γ_{cp} . The second method is an approximate one. It was borrowed from the N. A. C. A. Report № 216 and consists in the following: from the pressure and temperature records there are determined by formulae (8) the equivalent altitudes in the standard atmosphere and the data thus obtained are plotted in function of time (fig. 5); the gradients will determine the vertical speeds, which are then

plotted in function of altitude; a smooth curve is drawn through the points obtained and the barogram plotted in the usual way. This method has the drawback that the shape of the barogram can somewhat vary depending on the season as well as on the magnitude and character of the temperature inversions.

The reduction of speeds to standard conditions is made by the usual method.

The horizontal speeds at the ground are obtained graphically (fig. 7) by finding the intersection of the speed vs. altitude curve with the axis of abscissae. The altitude corresponding to a certain pressure and temperature is obtained from formula (8).

The speeds along the flight path are determined with the aid of a calibrated speed indicator.

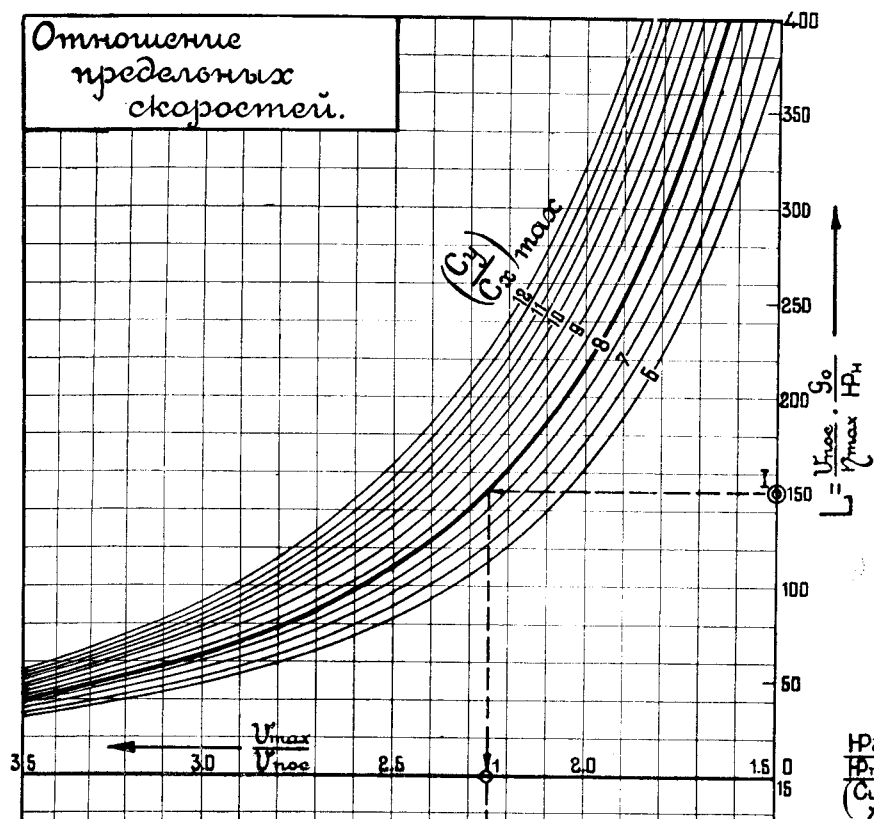
СОДЕРЖАНИЕ.

	Стр.
Предисловие	3
1. А. В. Чесалов. Аэродинамический расчет 1-го приближения	4
§ 1. Введение	4
§ 2. Отношение предельных скоростей самолета	6
§ 3. Вертикальная скорость у земли	8
§ 4. Абсолютный потолок	9
§ 5. Время подъема на любую высоту	11
§ 6. Практический потолок самолета	12
§ 7. Качество самолета	12
§ 8. Сводка приближенных формул	12
§ 9. Номограмма для аэродинамического расчета самолета 1-го приближе- ния. Построение номограммы	13
§ 10. Пользование номограммой	15
§ 11. Вспомогательная номограмма	20
§ 12. Точность номограммы	21
2. А. В. Чесалов. Коэффициенты вредных сопротивлений самолета	24
§ 1. Круглая гладкая проволока	24
§ 2. Круглые гладкие трубы	25
§ 3. Плетеные тросы	26
§ 4. Профилированная проволока или лента	27
§ 5. Спаренные проволоки и ленты	28
§ 6. Стойки	29
§ 7. Обтекатели труб	31
§ 8. Колеса	31
§ 9. Радиаторы	32
§ 10. Лыжи	32
§ 11. Фюзеляжи	37
§ 12. Лодки и поплавки	41
§ 13. Веретенообразные тела	41
§ 14. Хвостовое оперение	42
§ 15. Пулеметы	45
§ 16. Таблица коэффициентов лобового сопротивления различных тел, не вошедших в предыдущие §§	48
3. А. В. Чесалов. Построение поляры Лилиенталя монопланного крыла произвольной формы	49
§ 1. Метод, основанный на вихревой теории Прандтля	50
§ 2. Метод, основанный на теории Треффта	58
§ 3. Приближенные решения	66

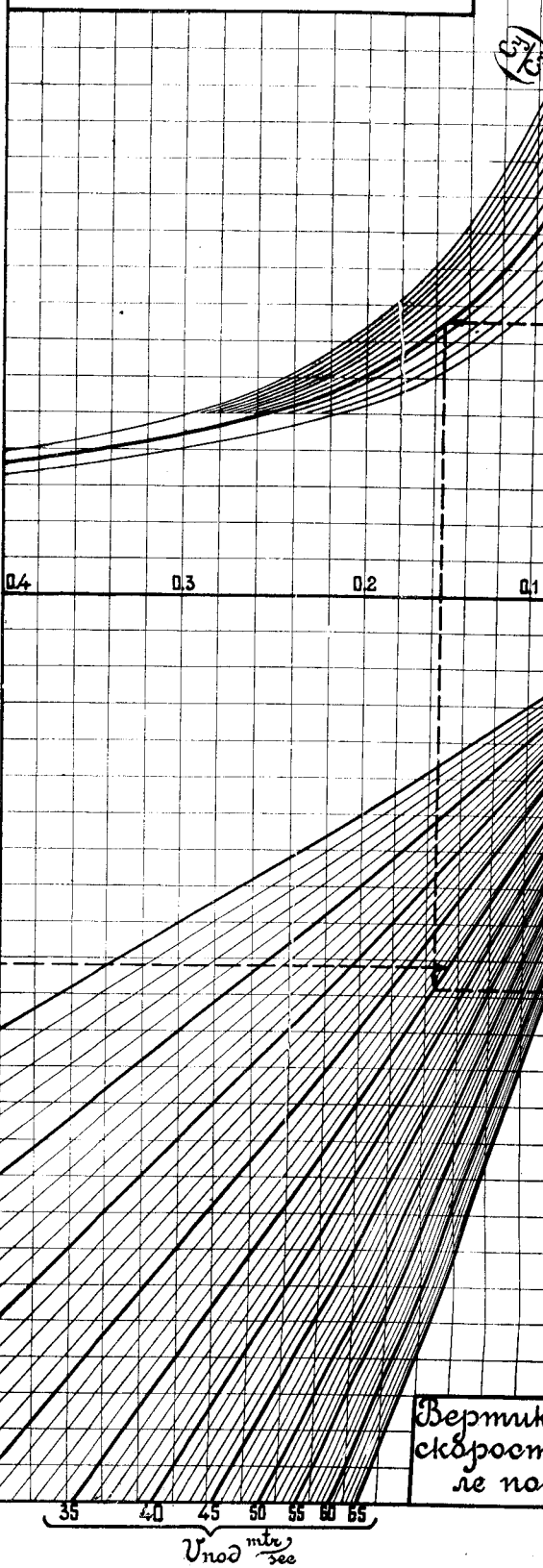
4. Ю. А. Победоносцев. Графический метод построения циркуляции по раз- маху	гр. 68
5. А. В. Чесалов. Построение высотной характеристики винто-моторной группы	79
§ 1. Изменение эффективной мощности мотора с изменением давления . .	80
§ 2. Изменение эффективной мощности мотора с изменением температуры .	80
§ 3. Пересчет эффективной мощности с одних атмосферных условий на другие	81
§ 4. Изменение эффективной мощности мотора с высотой в международ- ной стандартной атмосфере	82
§ 5. Построение высотной характеристики мотора по его земной характе- ристике	84
§ 6. Сочетание характеристики мотора с характеристиками винта	86
6. А. В. Чесалов. Предварительный аэродинамический расчет самолета . .	89
§ 1. Построение поляры Лилиенталя коробки крыльев самолета	89
§ 2. Подсчет вредных сопротивлений	91
§ 3. Построение кривых потребных тяг для горизонтального полета само- лета (кривые Пэно)	92
§ 4. Подбор винта и построение характеристики винто-моторной группы .	94
§ 5. Учет взаимного влияния винта и частей самолета	96
§ 6. Скорости самолета на различных высотах	100
§ 7. Горизонтальные скорости самолета при разных режимах	102
§ 8. Определение вертикальных скоростей и потолка самолета	103
§ 9. Скороподъемность	107
§ 10. Планирование самолета. Пикирование	108
§ 11. Окончательный выбор размеров самолета	111
7. А. В. Чесалов. Окончательный аэродинамический расчет самолета . . .	113
§ 1. Влияние Рейнольдсова числа на коэффициенты сопротивления различ- ных деталей самолета	113
§ 2. Рейнольдсовы числа у самолета натуральных размеров. Получение поляры самолета из продувки модели	119
§ 3. Кривые Пэно в координатах тяги и мощности	124
§ 4. Высотная характеристика мотора и винто-моторной группы. Учет взаимного влияния винта и частей самолета	126
§ 5. Определение скороподъемности самолета. Потолок. Барограмма. Учет выгорания горючего	127
§ 6. Изменение скоростей самолета на различных режимах полета в зави- симости от высоты	130
§ 7. Построение указательниц глиссад самолета, снижающегося по прямо- линейным траекториям	131
8. В. С. Ведров. Скос потока у стабилизатора	136
§ 1. Скос потока от крыльев	136
§ 2. Скос потока при работающем винте	141
9. Ю. А. Победоносцев. Балансировка самолетов и расчет продольной ста- тической устойчивости по методу В. П. Ветчинкина	145
§ 1. Введение	145
§ 2. Построение кривой моментов крыла относительно выбранного центра моментов по C_y крыла	146

	Стр.
§ 3. Построение кривой коэффициента моментов горизонтального оперения и суммарной кривой моментов всего самолета	150
§ 4. Определение положения центра тяжести самолета и угла установки стабилизатора относительно хорды крыла	154
10. А. В. Чесалов. Международная стандартная атмосфера и приведение к ней результатов полетных испытаний самолетов	161
§ 1. Международная стандартная атмосфера	161
§ 2. Абсолютный и практический потолок самолета	169
§ 3. Приведение результатов полетных испытаний самолетов к междуна- родной стандартной атмосфере	170
А. Скороподъемность и практический потолок	171
В. Скорости горизонтального полета на высотах и близ земли . .	176
С. Скорости самолета по траектории близ земли и на высотах . .	177
Abstracts	181

Отношение
пределных
скоростей.



Вспомогательный график
для определения вертикаль-
ной скорости в начале
подъема.



$U_{noc} = 15 \frac{mtr}{sec}$

$20 \frac{mtr}{sec}$

$25 \frac{mtr}{sec}$

$30 \frac{mtr}{sec}$

$35 \frac{mtr}{sec}$

$40 \frac{mtr}{sec}$

Практическая
скорость
при подъеме.

Вертикаль-
ная скорость
в начале
подъема.

Вспомогательная номограмма для определения величины

$$L = \frac{V_{\text{нос}}}{\eta_{\text{max}}} \cdot \frac{S_0}{P_H}$$

и высоты, до которой мощность
мотора с повышенной степенью
сжатия можно считать постоянной.

Обозначения: \odot - исходные точки.
 \circ - искомые точки.

I пример: $\odot^I N_e = \frac{P_{\text{ном}}}{P_{\text{сжб}}} = \frac{400}{550} = 0.73$ $\circ^I Z' = 2700 \text{ mtr.}$

II пример: $\odot S_0 = 2160 \text{ kg}$

$\odot S = 45 \text{ mtr}^2$

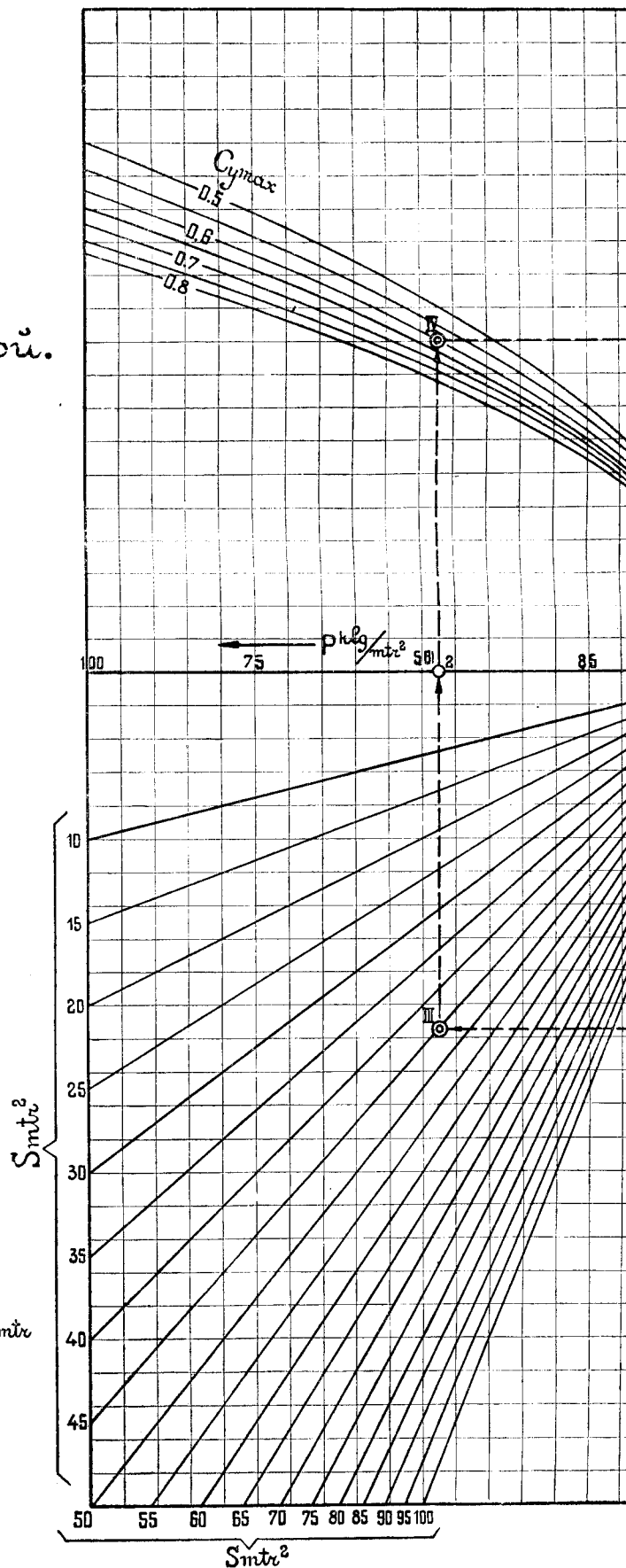
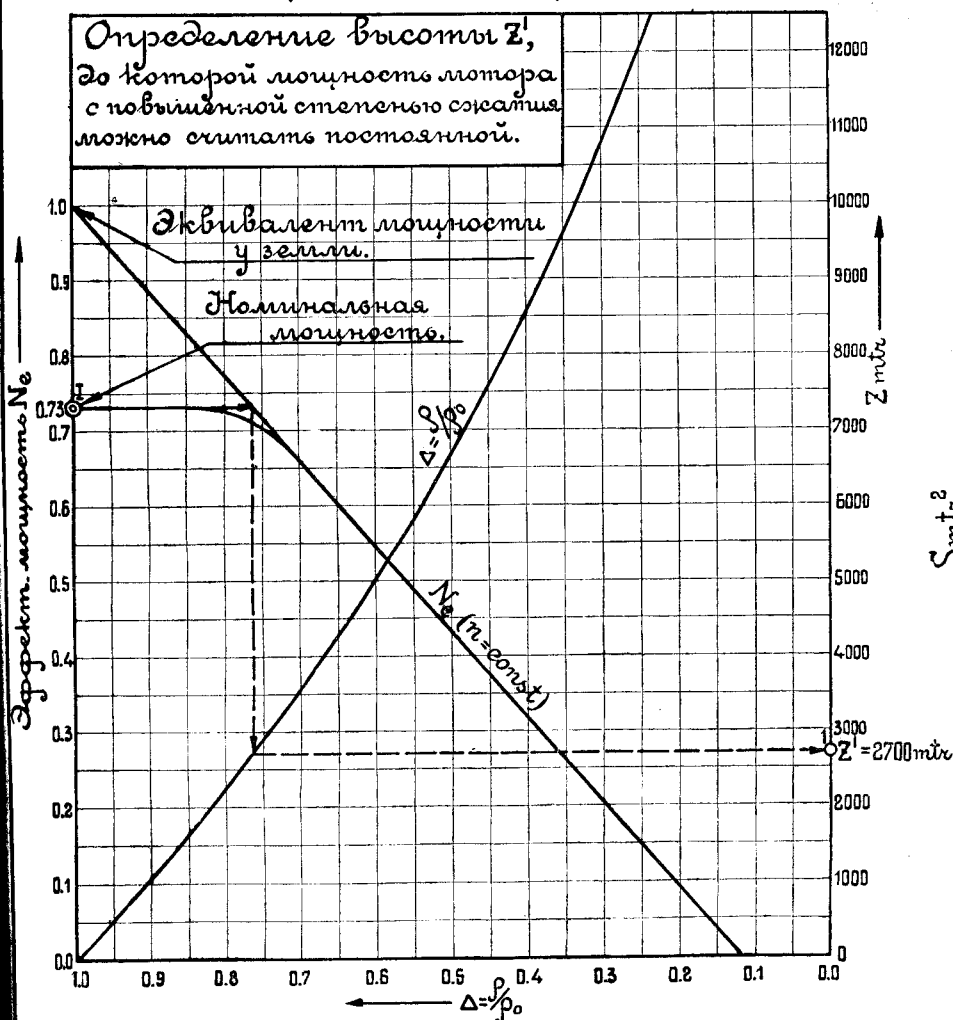
$\odot^2 p = 47,5 \text{ kg/mtr}^2$

IV $\odot C_{y \text{ max}} = 0.60$

$\circ^3 V_{\text{нос}} = 25 \text{ mtr/sec}$

$\odot \eta_{\text{max}} = 0.8$

$\circ^4 L = 150$



6
ной.

z мтр

2700 мтр

