

Ширманов Петр Максимович

**Атлас аэродинамических
характеристик авиационных
профилей**

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 82-3
ББК 84
П30

П30 **Петр Максимович Ш.**
Атлас аэродинамических характеристик авиационных профилей / Ширманов Петр Максимович – М.: Книга по Требованию, 2023. – 404 с.

ISBN 978-5-521-31220-7

ISBN 978-5-521-31220-7

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2023
© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2023

Эта книга является репринтом оригинала, который мы создали специально для Вас, используя запатентованные технологии производства репринтных книг и печати по требованию.

Сначала мы отсканировали каждую страницу оригинала этой редкой книги на профессиональном оборудовании. Затем с помощью специально разработанных программ мы произвели очистку изображения от пятен, клякс, перегибов и попытались отбелить и выровнять каждую страницу книги. К сожалению, некоторые страницы нельзя вернуть в изначальное состояние, и если их было трудно читать в оригинале, то даже при цифровой реставрации их невозможно улучшить.

Разумеется, автоматизированная программная обработка репринтных книг — не самое лучшее решение для восстановления текста в его первоизданном виде, однако, наша цель — вернуть читателю точную копию книги, которой может быть несколько веков.

Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать или не покупать подобные издания — решать Вам, мы же делаем все возможное, чтобы редкие и ценные книги, еще недавно утраченные и несправедливо забытые, вновь стали доступными для всех читателей.

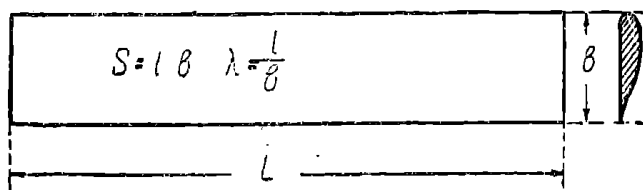
ВВЕДЕНИЕ

Современный аэродинамический расчет самолета основывается главным образом на результатах испытаний аэродинамических лабораторий. Объясняется это тем, что аэродинамика, основанная на общих законах механики жидкого тела, еще не в состоянии теоретически решить полностью задачу о сопротивлении тела; поэтому в настоящее время приходится пока подходить к решению экспериментальным путем.

Основной частью самолета является крыло, которое и развивает необходимую подъемную силу, поэтому исследование крыльев занимает одно из важнейших мест в работе аэродинамических лабораторий всех стран.

К настоящему времени мы имеем весьма многочисленный и самый разнообразный материал по испытанию крыльев.

Прилагаемый атлас профилей крыльев составлен по заданию Всесоюзного авиационного объединения для конструкторских бюро авиационных заводов. Основной целью работы по составлению атласа являлся подбор наиболее интересного и характерного материала по испытанию крыльев, имеющегося как в отечественной, так и в зарубежной литературе.



Фиг. 1.

Конструктор, выбирая крыло, оценивает его с двух точек зрения. Во-первых, оно должно удовлетворять всем аэродинамическим требованиям, т. е. должно иметь определенную подъемную силу как для горизонтального полета, так и для посадки, необходимое качество, должно быть устойчивым и т. п.; во-вторых, оно должно иметь такую форму, которая позволила бы кон-

структивно его выполнить и притом с достаточным запасом прочности.

Все приведенные ниже испытания крыльев относятся к крыльям, имеющим прямоугольную форму в плане, и с постоянным профилем по размаху (фиг. 1).

При таком выборе материала под формой крыла следует подразумевать только форму его профиля.

Опыты лабораторий показывают, что аэродинамические характеристики крыла (C_y — коэффициент подъемной силы и C_x — коэффициент лобового сопротивления) главным образом зависят от формы профиля.

1. ФОРМУЛЫ И ОБОЗНАЧЕНИЯ

При составлении прилагаемого атласа (для удобства пользования им) материалы различных лабораторий приведены к единой форме единым обозначениям.

Материалы представлены в виде диаграмм и таблиц, где приведены значения абсолютных (безразмерных) коэффициентов C_x , C_y и C_m . Эти коэффициенты определялись по следующим формулам:¹

$C_x = \frac{X}{Sq} \cdot 100$ — коэффициент лобового сопротивления;

$C_y = \frac{Y}{Sq} \cdot 100$ — коэффициент подъемной силы;

$C_m = \frac{M}{Sq\bar{b}} \cdot 100$ — коэффициент момента продольной устойчивости.

Здесь X — лобовое сопротивление воздуха в кг;

Y — подъемная сила в кг;

M — момент относительно передней кромки крыла в кгм;

S — площадь крыла в м²;

q — скоростной напор, равный $\frac{\rho v^2}{2}$;

b — хорда крыла в м.

На фиг. 2 представлена образцовая диаграмма. На диаграмме нанесена кривая — равнодействующая аэродинамических сил L (полюса Лиллиенталя с отметками углов атаки α). Кривая C_y нанесена в функции углов атаки α : $C_y = f(\alpha)$. Кривая C_m нанесена в функции C_y : $C_m = f(C_y)$. Для полной характеристики профиля на диаграмме нанесены кривые: K — качество крыла; C_p — центр парусности крыла и C_i — парабола индуктивного сопротивления крыла. Кривая K определяется отношением C_y к C_x :

$K = \frac{C_y}{C_x}$; на диаграмме она нанесена по углам атаки α . Центр парусности крыла подсчитывался по приближенной формуле:

$$C_p = \frac{C_m}{C_y}.$$

¹ Предлагаемые коэффициенты в настоящее время приняты в Германии, во Франции, Америке и в СССР.

— В СССР эти коэффициенты утверждены Первой всесоюзной конференцией по экспериментальной аэродинамике в июне 1931 г.

Лаборатория

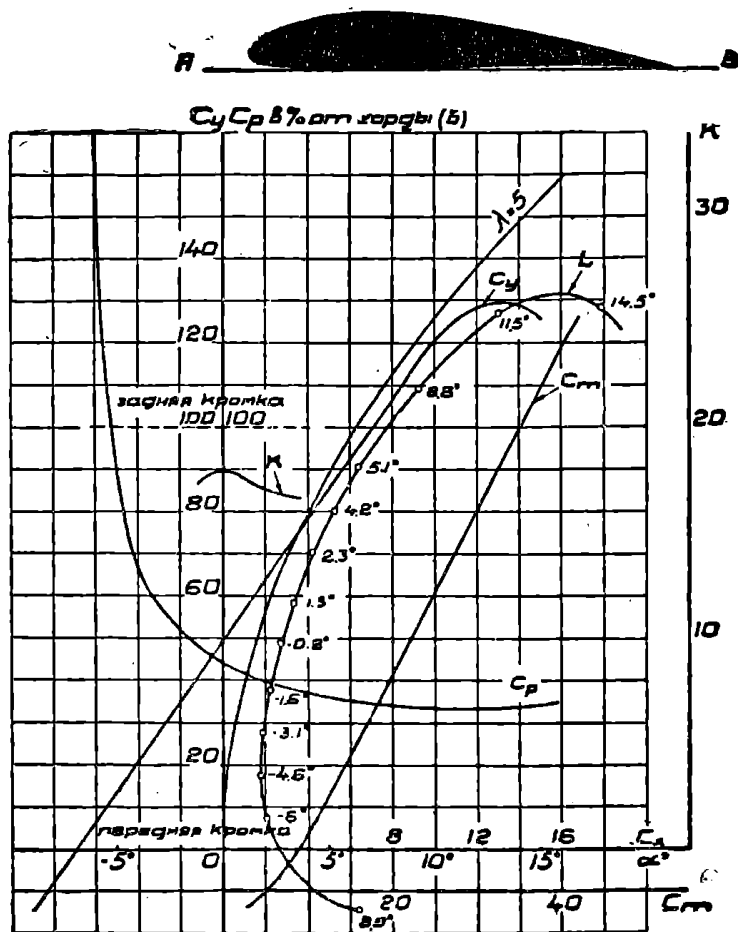
Труба

Профиль

№ профиля

Скорость

Размеры



Фиг. 2.

На диаграмме кривая C_p дана в процентах хорды b крыла. Парабола индуктивного сопротивления подсчитывалась по формуле:

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

На диаграмме приводится числовое значение λ .

На каждой диаграмме дается чертеж профиля с отметкой хорды крыла AB . При экспериментах углы атаки α брались относительно хорды AB ¹ (за угол атаки α принимается угол, образованный хордой AB с направлением потока). Ординаты для построения профилей, выраженные в процентах от хорды, даны в таблицах.

На диаграммах даются следующие надписи

Порядковый номер профиля по атласу, номер профиля по лаборатории, название лаборатории, средняя скорость v (в м/сек), при которой велось испытание, и размеры крыла (в мм).

Профиля за №№ 1 — 22 испытывались в аэродинамической лаборатории ЦАГИ (в трубе Т1) в период с 1929 г. по июль 1931 г. по заданиям авиапромышленности.

Профиля за №№ 23 — 66 испытывались в лаборатории имени проф Н. Е. Жуковского Московского авиационного института (в трубе НК1).

Профиля за №№ 67 — 149 испытывались в аэродинамической лаборатории Прандтля (Геттинген) и имеют как практическое, так и теоретическое значение (описание трубы см. стр. 22.).

Профиля за №№ 150 — 168 взяты из серии профилей Мунка и др., испытанных в аэродинамической лаборатории НАСА в трубе высокого давления (описание трубы см. стр. 28).

Профиля за №№ 169 — 230 испытывались в лабораториях Eiffel, Petite Soufflerie и Saint-Cyr (Франция). Описание труб и методики (см. стр. 30). Ординаты профилей №№ 200 — 220 даны по французским источникам и считаются от линий, проведенных внизу профиля. Углы атаки профилей №№ 217 — 220 взяты от хорд, нанесенных на самом профиле.

Профиля №№ 231 — 261 взяты из Rep. NACA №№ 244 и 286 за 1926 — 1928 г., причем цифровые значения аэродинамических характеристик, как и в первоисточниках не приводятся.

Профиля № 262 и 263 испытывались в лабораториях МАИ и Геттингена при круговой обдувке на углах атаки от 0 до 360°.

Ввиду того, что в прилагаемом атласе даются испытания профилей в различных аэродинамических трубах (различных аэродинамических лабораториях), чрезвычайно интересно знать, с ка-

¹ При аэродинамических продувках применяются следующие хорды: 1) касательная хорда — по направлению касательной к нижней части профиля, 2) внутренняя хорда — условная, но зафиксированная на профиле, прямая.

кой точностью выполняются и в какой степени сравнимы между собою результаты испытаний, проводимых в различных лабораториях.

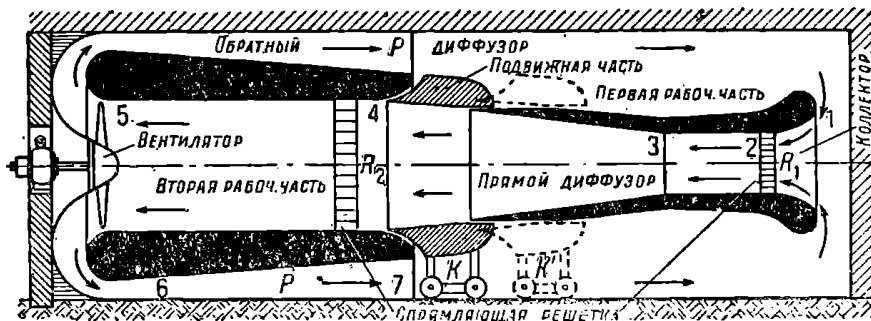
С этой целью в атласе даются характеристики аэродинамических труб, указана методика ведения опыта в этих трубах и для определения точности эксперимента приводятся в виде сравнительных диаграмм испытания одного и того же профиля в различных лабораториях.

2. ХАРАКТЕРИСТИКА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБ

а) Аэродинамическая труба № 3 (НК) лаборатории им. проф. Н. Е. Жуковского (Москва)

Описание трубы

Труба НК представляет собой новый оригинальный тип аэродинамической трубы, выработанный ЭАО ЦАГИ после предварительных исследований малых моделей. Труба построена в 1925 г. Схема трубы дана на фиг. 3.



Фиг. 3. Схема аэродинамической трубы НК МАИ.

Труба имеет две рабочих части и двойной диффузор, состоящий из расширяющегося канала 3—4 и обратного канала 6—7.

Обратный диффузор в значительной степени повышает экономичность трубы. Средняя подвижная часть может быть перемещена вправо в положение K'' ; при этом могут производиться исследования в большом сечении (на участке 4—5).

При нахождении подвижной части в положении K может работать первая рабочая часть (с меньшим сечением).

В обратном диффузоре, в части 6—7 поставлены радиальные перегородки для раскручивания потока, отбрасываемого вентилятором.

Первую рабочую часть в виде вертикальной стойки охватывает замкнутая камера для приборов и экспериментаторов.

Камера сделана герметичной с тем, чтобы при экспериментировании избежать устройства специальных затворов в трубе. Управление трубой производится из экспериментальной камеры.

Характеристические данные трубы № 3¹

Первая рабочая часть.

1. Диаметр рабочей части (вписанного круга) — 1,5 м;
2. Площадь рабочего сечения — 1,87 м²
3. Скорость потока — 38 м/сек;
4. Качество ² — 2,4

Вторая рабочая часть.

5. Диаметр рабочей части (вписанного круга) — 2,25 м;
6. Площадь рабочего сечения — 4,2 м²;
7. Скорость потока — 20 м/сек,
8. Качество — 0,7
9. Мощность мотора, приводящего во вращение четырехлопастный вентилятор трубы — 36 л. с.;
10. Число оборотов вентилятора — 1 050 об/мин.

Аэродинамические весы

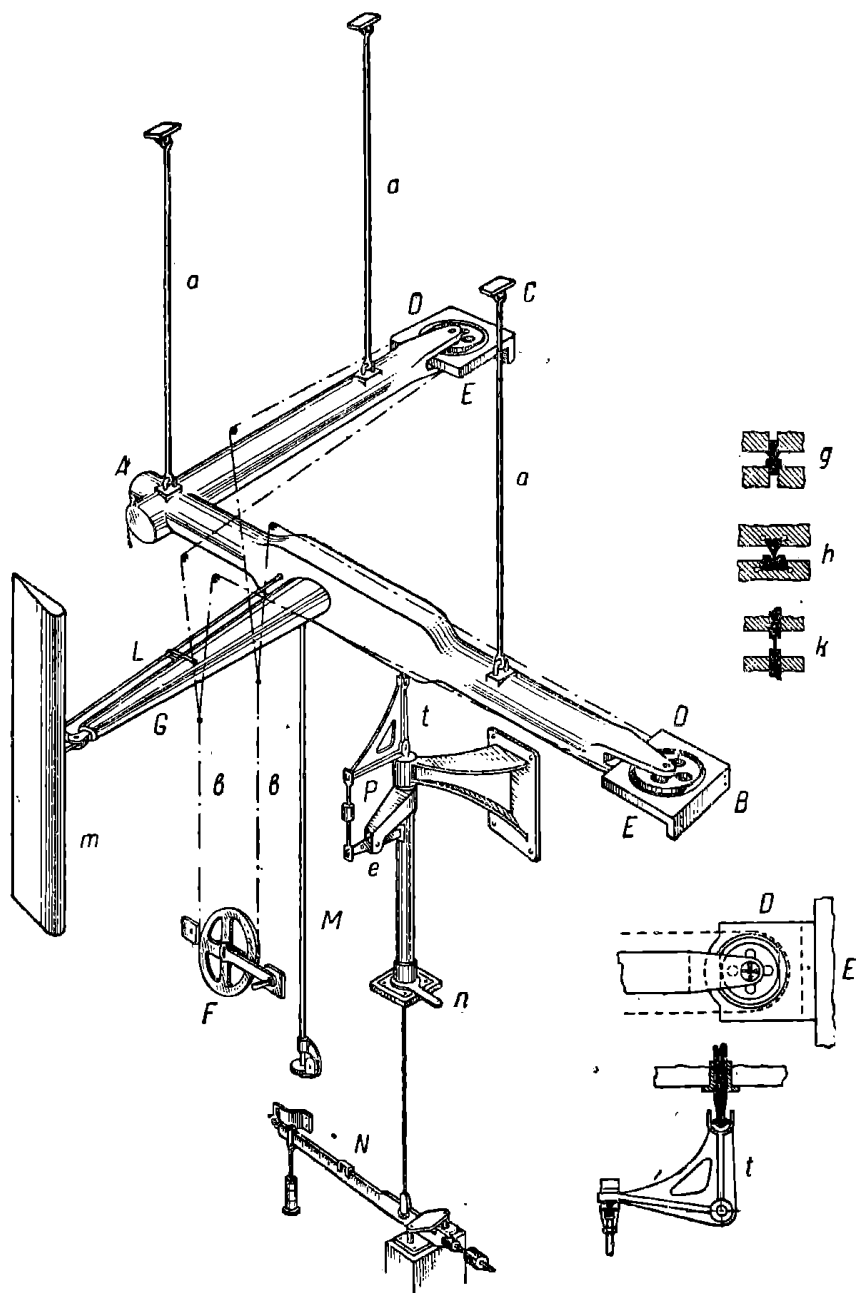
В трубе НК в первой рабочей части основным прибором являются двухкомпонентные аэродинамические весы жесткого типа, на которых производится определение коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления C_y и C_x различных моделей. Схема весов дана на фиг. 4.

Весы устроены следующим образом: вне рабочей части трубы на трех стержнях a, a, a к потоку подвешена массивная деталь ABC из литого алюминия в форме буквы Г. Одна сторона угла AB направлена параллельно оси трубы; AC — ей перпендикулярна. Эта деталь несет на своих концах по одному ролику D с вертикальной осью. Ролики имеют возможность перемещаться в горизонтальной плоскости вдоль направляющих площадок E . Направление этих площадок может быть установлено или параллельно оси трубы, или перпендикулярно этому направлению.

В первом случае весы имеют возможность перемещаться вдоль оси трубы; при этом производится измерение лобовой силы. При перестановке направляющих площадок в положение, перпен-

¹ Подробное описание трубы № 3 и ее геометрические размеры даны в вып. 33 трудов ЦАГИ. Б. Н. Юрьев и Н. П. Лесникова, Аэродинамические исследования.

² Качеством аэродинамической трубы называется отношение энергии (живой силы) потока, проносимого в рабочем сечении трубы в 1 сек к мощности, затраченной на вращение вентилятора. Качество аэродинамической трубы выражается следующей формулой: $\alpha = \frac{\rho F v^3}{2 \cdot 75 N}$.



Фиг. 4. Схема аэродинамических весов труб НК-I.

дикулярное оси трубы, производится измерение подъемной силы. Поворот направляющих площадок $\mathcal{E}$ происходит с помощью штурвала F . К стороне AB детали ABC присоединен наглухо хобот G , к концу которого с помощью особой державки крепится испытываемая модель m .

Изменение углов атаки модели осуществляется с помощью тяги L и поворотного механизма M . Измерение сил, действующих на модель, производится рычажными весами N .

Измерения подъемной силы и лобового сопротивления одновременно на весах производиться не может. Для перестановки весов из одного положения в другое устроен передаточный механизм P , состоящий из рычагов t и e , которые поворачиваются на 90° с одновременным поворотом направляющих площадок $\mathcal{E}$.

Весы при эксплуатации выявили себя весьма чувствительными, что надо отнести за счет простоты устройства весов и удачной конструкции шарниров. На фиг. 4 даны три типа шарниров: g — острый, h — нож, k — пружинный шарнир.

Моментный прибор

Для определения полностью плоскостной задачи для крыла необходимо определение момента относительно оси, перпендикулярной его плоскости симметрии.

Указанная задача в трубе НК разрешается с помощью особого моментного (центрового) прибора, установленного в первой рабочей части.

Моментный прибор изображен на фиг. 5. При опытах по определению продольного момента крыло или профиль устанавливается между концами стержней b и b_1 так, чтобы продольная ось крыла была направлена отвесно, чем устраняется возникновение дополнительных моментов за счет веса модели.

Стержни a и a_1 свободно почти без люфта вращаются в шарикоподшипниках, закрепленных внутри трубчатых стержней B и B' .

Трубчатые стержни в свою очередь входят в направляющие трубы A и A_1 , укрепленные к верхней и нижней стенкам аэродинамической трубы.

Модель соединяется со стержнем b_1 помощью поводка E клиновым замком. На концах крыльев для соединения с поводком крепятся особые металлические пластинки.

На нижнем конце стержня укреплен лимб D (диаметр 300 мм); по ободу его проходят нити через блоки к чашкам весов. Блоки монтированы на откидном стержне.

Отсчет углов атаки производится с помощью лимба c , укрепленного на конце трубчатого стержня B_1 .

Моментный прибор позволяет измерять продольный момент и поворотный (момент пути) модели самолета или крыла.

