

А.А. Болонкин

**Теория полёта летающих
моделей**

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 379.8
ББК 77.056я92
А11

A11 **А.А. Болонкин**
Теория полёта летающих моделей / А.А. Болонкин – М.: Книга по Требованию, 2024. – 327 с.

ISBN 978-5-458-47268-5

В книге рассматриваются вопросы теории полета модели, аэродинамики малых скоростей, устойчивости, расчета летных данных. Приводятся аналитические исследования основных показателей спортивных моделей, изыскания по выбору оптимальных параметров. Большинство расчетов дано с численными примерами и номограммами. Книга предназначена для инструкторов, руководителей авиамodelьных кружков, авиамodelистов-спортсменов, авиамodelистов — учащихся техникумов и студентов высших учебных заведений. Первая часть книги может быть использована широким кругом модельстов для уяснения физики полета модели, аэродинамики малых скоростей и простейших расчетов летных данных.

ISBN 978-5-458-47268-5

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2024

© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2024

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 первозданном 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.



Серия Книжный Ренессанс

www.samizday.ru/reprint

Часть I

АЭРОДИНАМИКА

Глава I

ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ АЭРОДИНАМИКИ

Свойства воздуха

Полет модели происходит в воздухе. Для того чтобы правильно спроектировать модель и рассчитать ее летные данные, надо хорошо знать свойства воздуха. Наиболее важный его параметр — массовая плотность. Это вес 1 м^3 воздуха, разделенный на ускорение земного притяжения.

Вес 1 м^3 воздуха зависит от давления и температуры и его можно подсчитать по формуле:

$$\gamma = 0,465 \frac{P}{T} \text{ кг/м}^3,$$

где P — показания барометра в мм ртутного столба;

γ (гамма) — вес 1 м^3 воздуха;

T — абсолютная температура.

Как известно, $T = 273 + t^\circ \text{ С}$. Здесь t° — температура по Цельсию.

Массовая плотность воздуха обозначается буквой ρ (ро) и равняется:

$$\rho = \frac{\gamma}{g} = \frac{0,465}{9,81} \frac{P}{T} = 0,474 \frac{P}{T}.$$

Для того чтобы можно было сравнивать характеристики различных моделей, расчеты проводят при некоторых определенных условиях. В качестве таких выбраны

температура 15° С и давление 760 мм ртутного столба. При этих условиях массовая плотность воздуха равна:

$$\rho = 0,474 \frac{760}{288} = 0,125 \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^4}.$$

Массовая плотность воздуха, так же как и γ , меняется в зависимости от давления и температуры. С поднятием на высоту массовая плотность воздуха понижается.

В табл. 1 приведены величины массовой плотности на различных высотах по данным Международной стандартной атмосферы. Они необходимы для того, чтобы рассчитать полет модели на большой высоте. С поднятием на высоту летные характеристики модели меняются и, в частности, мощность мотора падает. В последней графе дается коэффициент, учитывающий это падение мощности.

Таблица 1

Изменение температуры, давления и плотности с высотой

$H, \text{ м}$	$t^{\circ}, \text{ С}$	$P, \text{ мм рт. ст.}$	$\rho, \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{1 \text{ м}^4}$	$\sqrt{\Delta} = \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho}}$	Коэффициент кинематической вязкости $10^5 \cdot \nu \text{ м}^2/\text{сек}$	Коэффициент падения мощности, A
0	15,00	760,0	0,125	1	14,57	1
100	14,35	751,0	0,124	0,997	14,58	0,988
500	11,75	716,0	0,119	0,974	15,15	0,941
1000	8,50	674,1	0,113	0,952	15,77	0,885
1500	5,25	634,2	0,108	0,930	16,42	0,832
2000	2,00	596,2	0,103	0,907	17,10	0,751
2500	— 1,25	560,1	0,098	0,883	17,82	0,732
3000	— 4,50	525,8	0,093	0,861	18,57	0,685
4000	— 11,00	462,3	0,084	0,817	20,23	0,598
5000	— 17,50	405,1	0,075	0,775	22,09	0,517
6000	— 24,00	353,8	0,067	0,733	24,16	0,470
7000	— 31,00	307,9	0,060	0,693	26,51	0,404
8000	— 37,00	266,9	0,054	0,655	29,13	0,346

Движение тел в воздухе

При движении любого тела в воздухе между телом и воздухом возникает сила взаимодействия. Эту силу можно определить на основании закона Ньютона: сила равна произведению массы на ускорение

$$f = M \cdot a,$$

где M — масса воздуха, которую летательный аппарат приводит в движение за некоторый промежуток времени;

a — ускорение, сообщенное этой массе.

Так, например, если подставить в формулу массу воздуха, которую крыло отклоняет вниз при своем движении, и ускорение, которое сообщается этой массе, то сила f будет равна подъемной силе крыла. Или если подставить массу газов, выбрасываемых ракетным двигателем, и ускорение, сообщаемое этой массе, то получим тягу, развиваемую двигателем. Аналогично можно подсчитать подъемную силу вертолета, тягу винта, сопротивление и т. п. Формула $f = M \cdot a$ универсальна, она широко применяется во всех областях техники. Однако в аэродинамике считают по ней в исключительных случаях, так как ни масса, ни ускорение обычно неизвестны. Но закон, сформулированный Ньютоном, всегда соблюдается во всех аэродинамических явлениях. Бесполезно, например, изобретать крыло, которое создавало бы подъемную силу и не отклоняло бы поток вниз, или устройство, которое бы ничего не отбрасывало и давало тягу.

В тех случаях, когда пользуются формулой $f = M \cdot a$, ей придают более удобную форму. Делят и умножают правую часть на время t , в течение которого рассматривается явление. Тогда $\frac{M}{t} = m$ будет выражать массу, отбрасываемую в одну секунду, а $a \cdot t$ даст, как известно, скорость $f = \frac{M}{t} a \cdot t = m \cdot V$.

Произведение $m \cdot V$ называется количеством движения. Если поток имел некоторую скорость V_1 , а после взаимодействия с аппаратом его скорость стала V_2 , то сила будет равна:

$$f = mV_2 - mV_1.$$

Получили известный, очень важный закон, что сила равна изменению количества движения за одну секунду. Когда $V_2 > V_1$, то сила положительна и направлена по движению, когда $V_2 < V_1$, то она отрицательна и тормозит летательный аппарат.

Все силы передаются на летательный аппарат через давление и трение. Сила давления воздуха на какую-либо поверхность зависит от скорости, с которой он обтека-

ет эту поверхность. Связь между скоростью и давлением была впервые установлена ученым Бернулли: с повышением скорости движения давление в жидкости уменьшается — и получила название закона Бернулли. Математически этот закон записывается так:

$$P_1 + \frac{\rho V_1^2}{2} = P_2 + \frac{\rho V_2^2}{2} = \text{const.}$$

Величины P_1 и P_2 называются статическим давлением, а произведение $\frac{\rho V^2}{2} = q$ — скоростным напором.

Действие закона Бернулли можно наиболее ясно наблюдать, демонстрируя движение воздуха или жидкости по трубам. При свободном течении жидкости его применяют к отдельной выделенной струйке, частицы которой, двигаясь между соседними струйками, находятся как бы в трубе.

Иначе говоря, по отношению к отдельной струйке закон Бернулли можно сформулировать следующим образом: сумма статического давления и скоростного напора вдоль струйки остается постоянной.

Во всех случаях полета эта постоянная равна атмосферному давлению. В самом деле, если $V=0$, получим $P=P_0$. При подсчетах величины V берут в м/сек , а P получают в кг/м^2 .

Вторая причина изменения давления в движущемся потоке — искривление струек вследствие обтекания тела и развивающихся при этом центробежных сил.

При изучении взаимодействия между воздухом и телом часто изучают движение тела в жидкости, так как многие закономерности движения тел в воздухе и жидкости одинаковые.

Характер движения воздуха или жидкости около тела дает спектр обтекания. Спектр обтекания можно сделать хорошо видимым, если в воздух выпускать струйки дыма или на поверхность воды посыпать алюминиевых опилок.

На рис. 1 показан спектр обтекания плоской пластинки, поставленной перпендикулярно потоку, и хорошо обтекаемого веретенообразного тела.

Перед пластинкой поток тормозится, а обтекая ее края, срывается в виде вихрей, образующих широкий вихревой след. Вследствие уменьшения скорости перед пластинкой, согласно закону Бернулли, давление на сто-

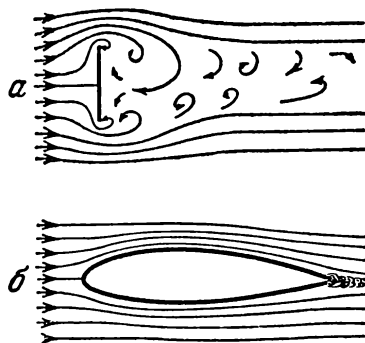


Рис. 1. Обтекание плоской пластинки, перпендикулярной потоку (а), и тела с плавными очертаниями (б)

роне, обращенной к набегающему потоку, повышается, а на противоположной стороне вследствие отсоса воздуха — понижается. В итоге появляется сила, стремящаяся унести пластинку с потоком; у пластинки возникает сопротивление.

На хорошо обтекаемом теле зона повышенного давления перед телом и пониженного за телом сведена до минимума. Сопротивление при этом падает во много раз. Главную роль в нем начинает играть не давление, а трение поверхности тела о воздух.

По спектру обтекания до некоторой степени можно судить о сопротивлении тела.

Силы, действующие на тело, удобнее замерять, не двигая тело в воздухе, а заставляя набегать воздух на неподвижное тело. Это совершенно безразлично, так как важно относительное движение воздуха и тела. Такой метод получил наибольшее распространение и применяется в аэродинамических трубах. Схема такой трубы изображена на рис. 2.

Замеряя сопротивление тела при различных скоростях, можно составить таблицы или графики. Установле-

но, что сопротивление тела зависит от определенных его характеристик: формы тела, его размеров, плотности воздуха и квадрата скорости. Формула сопротивления

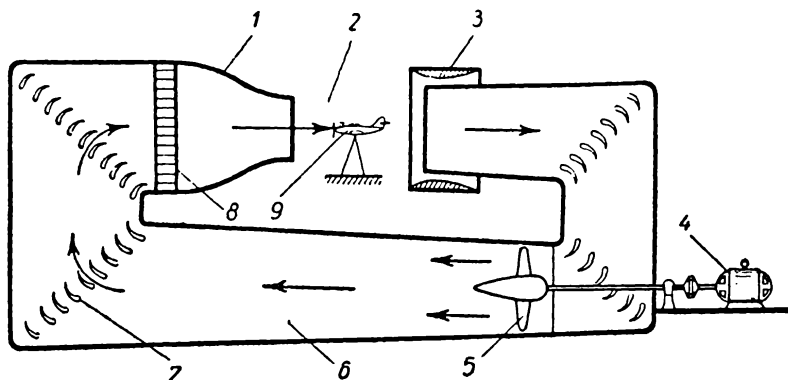


Рис. 2. Схема аэродинамической трубы:

1 — конфузор; 2 — рабочая часть; 3 — коллектор; 4 — мотор; 5 — вентилятор;
6 — обратный канал; 7 — направляющие лопатки; 8 — спрямляющая решетка;
9 — испытываемая модель

имеет вид:

$$X = C_x \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где X — сила сопротивления, кг;

C_x — безразмерный коэффициент, характеризующий форму тела и определяемый из эксперимента;

S — характерный размер тела, за который принимается площадь его наибольшего сечения (мидель), m^2 ;

$\frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор.

Для геометрически подобных тел коэффициент C_x одинаков, если условия работы в различных случаях одни и те же.

Последняя оговорка особенно важна для малых скоростей, на которых летают модели. В дальнейшем остановимся на этом более подробно. Обычно C_x дается графически в зависимости от скорости и размеров модели (рис. 3, 4).

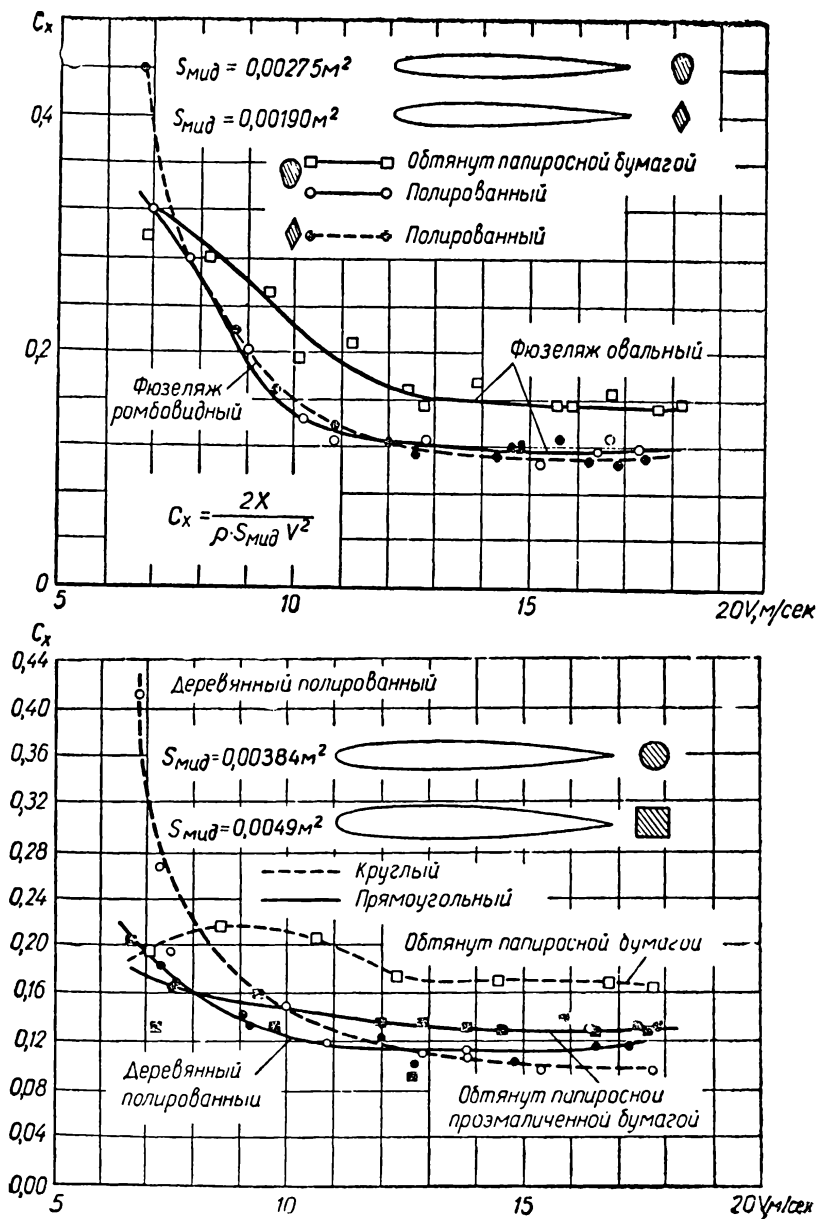


Рис. 3. Диаграммы испытаний фюзеляжей на C_x по V

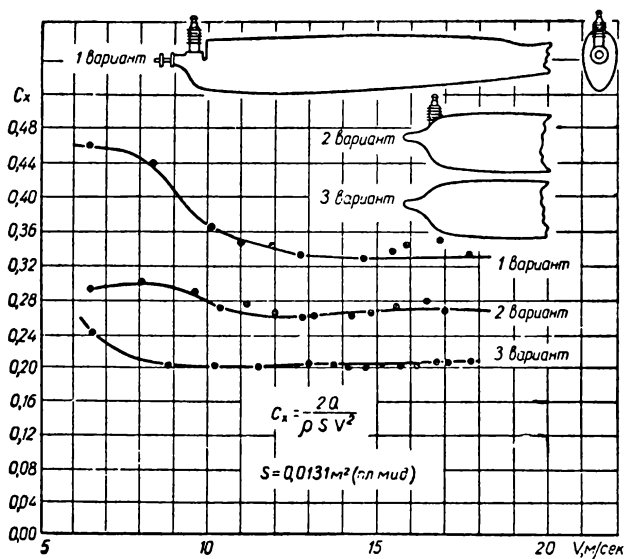
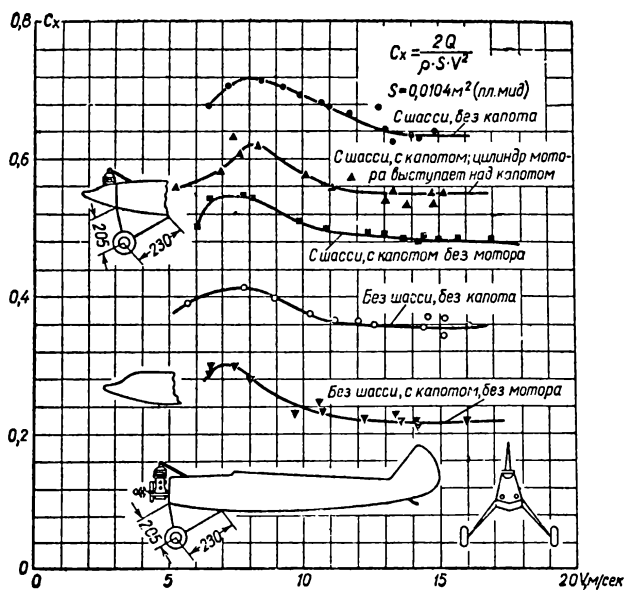


Рис. 4. Диаграммы испытаний на C_x по V фюзеляжа бензиномоторной модели

По закону Ньютона сопротивление тел получается тем больше, чем больше воздуха они увлекают за собой. Наиболее сильное торможение воздуха наблюдается у пластинки, поставленной перпендикулярно потоку. Но даже и хорошо обтекаемое тело увлекает за собой воздух. Происходит это вследствие вязкости воздуха. Частицы воздуха, находящиеся около поверхности тела, как бы прилипают к ней и увлекают за собой соседние частицы. В непосредственной близости от поверхности тела образуется слой заторможенного воздуха или пограничный слой. Влияние пограничного слоя на характер обтекания тела огромно.

При одних и тех же спектрах обтекания коэффициенты C_x для геометрически подобных тел одинаковые. Многочисленные опыты убеждают в том, что спектры обтекания подобны в том случае, если отношение силы инерции, действующей на частицу жидкости, к силам вязкости остается постоянным.

Сила инерции воздуха равна $\frac{\rho V^2}{b}$, где b — линейный размер модели (например, хорда крыла), а сила вязкости равна $\frac{\eta V}{b^2}$, где η — абсолютная вязкость. Отношение обеих величин

$$Re = \frac{\text{силы инерции}}{\text{силы вязкости}} = \frac{\rho V^2/b}{\eta V/b^2} = \frac{\rho V b}{\eta} = \frac{V b}{\nu}.$$

Здесь $\eta/\rho = \nu$ — кинематическая вязкость воздуха, которая зависит от температуры воздуха и высоты. Зависимость ν от температуры линейная, при $t = -10^\circ, 15^\circ, 40^\circ$ $\nu = 1,24 \cdot 10^{-5}; 1,46 \cdot 10^{-5}; 1,64 \cdot 10^{-5}$. Зависимость ν от высоты приведена в табл. 1. Это отношение носит название критерия, или числа Рейнольдса (Re), по имени ученого, открывшего этот закон.

В аэродинамике моделей и самолетов дозвуковых скоростей число Рейнольдса играет очень большую роль. Все коэффициенты, полученные при опытах, можно использовать для расчетов только в том случае, когда числа Re при продувке и числа Re полета модели достаточно близки.

Подставив значение кинематической вязкости для

нормальных условий ($t=15^\circ \text{C}$, $P=760 \text{ мм рт. ст.}$), получают для подсчета Re более простую формулу, которой и пользуются, так как весь расчет ведется при нормальных условиях:

$$Re = 69000 \cdot b \cdot V,$$

где b — в м, V — в м/сек.

Если возьмем плоскую пластинку и поставим ее параллельно потоку, то вследствие сил трения воздуха о поверхность пластинка будет давать некоторое сопротивление.

Как показывают теория и эксперименты, коэффициент трения воздуха о пластинку зависит от состояния тонкого слоя воздуха, непосредственно примыкающего к поверхности пластинки. Воздух может течь параллель-

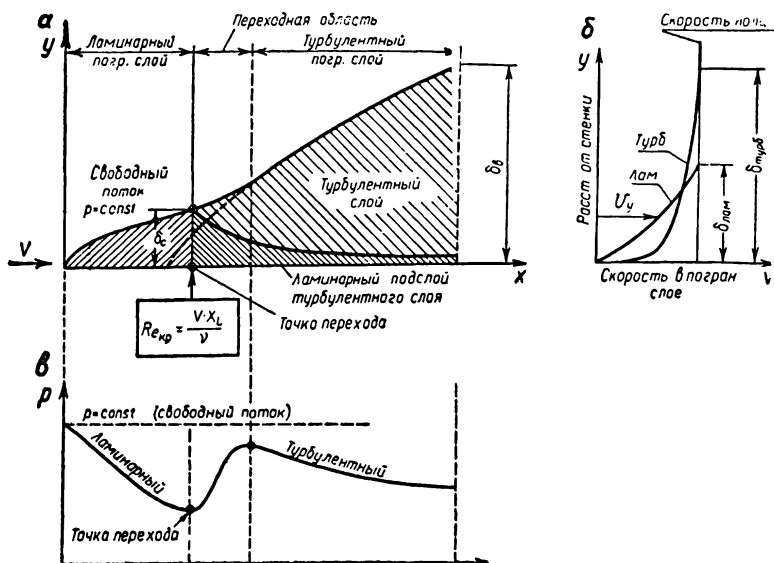


Рис. 5. Свойства ламинарного и турбулентного пограничных слоев: а — схема развития пограничного слоя; б — профиль скорости в ламинарном и турбулентном пограничных слоях; в — изменение давления в пограничном слое по длине пластинки

ными струйками (так называемый ламинарный поток). Если же в воздухе или в пограничном слое наблюдается активное перемешивание соседних струек, течение будет завихренным, или, как говорят, турбулентным.