

А.Н. Журавченко

**Аэродинамический расчёт
самолётов**

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 030
ББК 92
А11

А11 **А.Н. Журавченко**
Аэродинамический расчёт самолётов / А.Н. Журавченко – М.: Книга по Тре-
бованию, 2013. – 475 с.

ISBN 978-5-458-32495-3

Книга рассчитана на инженеров-ракетчиков и конструкторов, работающих
в авиационной промышленности

ISBN 978-5-458-32495-3

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2013

© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2013

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.

Определение расхода горючего	153
Влияние атмосферных условий на работу мотора	155
Характеристики некоторых моторов	161

Глава VI. Винтомоторная группа

Роль винта на самолете	162
Понятия и термины, применяемые в теории винтов	163
Теория идеального винта	164
Серии винтов	165
Характеристика винтомоторной группы	167
Способ кубических парабол	167
Способ построения β мотора	169
Логарифмические диаграммы серий винтов	170
Решение различных задач при помощи логарифмических графиков	173
Логарифмическая характеристика мотора	174
Метод Рита	175
Учет дросселирования мотора в методе Рита	177

Глава VII. Взаимное влияние винта и самолета. Подбор винта к самолету

Общие замечания	178
Эффективный к. п. д.	179
Эффективная сила тяги	180
Чистый к. п. д.	180
Чистая сила тяги	180
Другие определения эффективной и чистой тяги	180
К. п. д. на валу винта	180
Влияние лобового сопротивления самолета на η_z по опытным данным	181
Влияние миделя фюзеляжа на η_z по опытным данным	181
Влияние на η_z положения винта на фюзеляже по опытным данным	182
Учет взаимного влияния винта и самолета	182
Торможение скорости	183
Причины, вызывающие интерференцию винта и фюзеляжа	184
Теоретический учет взаимного влияния винта и фюзеляжа	185
Учет торможения скорости	186
Коэффициент торможения скорости	187
Учет обдувки	187
Коэффициент обдувки	188
Выражение для эффективного к. п. д.	189
Определение h по опытным данным	189
Теоретическое определение h	189
Влияние расстояния от винта до частей самолета на торможение	191
Взаимное влияние винта и крыла	192
Формулы для подсчета характеристик крыла с учетом обдувки	193
Вывод формул (26)	193
Принцип наложения	196
Выражение для эффективного к. п. д. винта, работающего перед крылом	197
Учет взаимного влияния самолета и винта, расположенного над или под крылом	199
Влияние профиля крыла	200
Влияние циркуляции вокруг крыла	200
Формула для учета торможения скорости от влияния циркуляции	200
Влияние винта на крыло	201
Выражение для эффективного к. п. д. в случае винта, установленного над или под крылом	202
Влияние винта на интерференцию моторной гондолы и крыла	203
Наивыгоднейший вынос винта перед крылом	204
Толкающие винты	204
Сравнение тянущих и толкающих винтов	206

Приближенные формулы для учета взаимного влияния винта и самолета	206
Подбор винта к самолету	209
Подбор скоростного винта	210
Пример подбора скоростного винта к одномоторному самолету	211
Пример расчета располагаемых мощностей для одномоторного самолета	213
Пример подсчета ϵ и c по приближенным формулам	214
Пример подбора скоростного винта к многомоторному самолету с винтами перед крылом	215
Пример подбора скоростного винта к многомоторному самолету с винтами над крылом	218
Построение характеристик винта с учетом взаимного влияния винта и самолета	222
О подборе высотного или промежуточного винта	222
Винты изменяемого в полете шага	223
Определение располагаемой мощности в случае ВИШ принудительного регулирования	224
Определение располагаемой мощности в случае ВИШ-автомата	225
Серии винтов, испытанных в присутствии самолета	225
Диаграммы Уэйка	226
Подбор винта по диаграммам Уэйка	230
Определение располагаемых мощностей по диаграммам Уэйка	231
Влияние числа Бэрстоу на работу винта	231
Учет влияния числа Va в случае ВИШ	234
Учет влияния числа Va в случае ВФШ	235
Учет дополнительного надува от скоростного напора при построении характеристики винтомоторной группы	237
Подбор винта с учетом скоростного надува	237
Определение располагаемой мощности с учетом скоростного надува для ВИШ-автомата	238
Определение располагаемой мощности с учетом скоростного надува для ВФШ	238

Глава VIII. Метод тяг Н. Е. Жуковского

Введение	239
Силовые треугольники	240
Построение диаграммы Жуковского	241
Построение сетки потребных тяг Жуковского	242
Построение высотной сетки	243
Пользование высотной сеткой	245
Построение кривых располагаемых тяг	245
Определение максимальных горизонтальных скоростей самолета	246
Определение вертикальных скоростей самолета	247
Определение теоретического потолка самолета	248
Практический потолок	248
Графическое определение времени взлета на высоту H	249
Варограмма взлета	252
Применение метода тяг	252

Глава IX. Метод мощностей

Введение	252
Определение потребной скорости и потребной мощности самолета	255
Различные выражения для потребной мощности	256
Построение диаграммы потребной мощности	257
Построение высотной диаграммы потребных мощностей	257
Режимы полета самолета по диаграмме потребных мощностей	259
Анализ кривой потребных мощностей	261
Построение диаграммы баланса мощностей горизонтального полета	262
Определение максимальных горизонтальных скоростей	264

Определение вертикальных скоростей самолета	266
Определение теоретического и практического потолка самолета	268
Построение диаграммы взлетных углов α и взлетных скоростей $V_{взд}$ в функции высоты	268
Определение времени взлета t на высоту H	268
Определение вертикальной скорости w и угла наклона θ для заданной скорости V	268
Диаграмма $\theta = f(H)$	268
Определение пути по горизонтали в функции высоты H	269

Глава X. Логарифмический метод аэродинамического расчета

Преимущества логарифмического метода	270
Построение логарифмической поляры	270
Переход от операции с коэффициентами C_x и C_M к операциям с задаваемыми и исходными величинами $G, H, (\rho), S, V, N$	271
Определение потребной мощности при помощи логарифмической поляры	273
Сдвиг начала координат	274
Разбивка масштабов с помощью логарифмической линейки	278
Кривые потребных и располагаемых мощностей. Схема аэродинамического расчета	280
Подсчет вариантов с построением характеристик на кальке	282
Параболы потребных мощностей	284
Решение отдельных задач при помощи логарифмических графиков	285
Подбор винта по логарифмическому методу	289
Определение потолка без построения кривой $w = f(H)$	289
Пример аэродинамического расчета по логарифмическому методу	290

Глава XI. Метод оборотов

Введение	295
Определение потребных оборотов для горизонтального полета расчетным путем	297
Построение диаграммы оборотов, потребных для подъема	302
Построение диаграммы располагаемых оборотов	302
Определение V_{max}	302
Построение диаграммы оборотов по данным летных испытаний	303
Построение высотной диаграммы потребных оборотов	304
Приближенное построение высотной диаграммы располагаемых оборотов	305
Точное построение высотной диаграммы располагаемых оборотов	307
Определение V_{max} на разных высотах	308
Определение потолка самолета	308
Определение потолка по диаграмме потребных оборотов для одной высоты	308
Определение V_{max} на разных высотах полета по диаграмме оборотов для одной высоты	312
Учет изменения веса самолета	313
Учет изменения мощности мотора	314
Недостатки метода оборотов	315

Глава XII. Снижение самолета по прямой линии с постоянной скоростью

Введение	316
Снижение самолета с работающим мотором, когда тяга винта $P > 0$	316
Снижение самолета с работающим мотором, когда тяга винта $P = 0$ (режим планирования)	320
Учет изменения плотности воздуха при снижении самолета	325
Снижение самолета с остановленным мотором ($P < 0$)	326
Пикирование	328

Глава XIII. Дальность полета

Принципы расчета дальности полета	329
Расчет дальности полета на уровне моря ($H = 0$)	330
Порядок расчета дальности полета на уровне моря ($H = 0$)	334

Учет количества горючего в расчете дальности	335
Расчет дальности при полете с постоянной скоростью	336
Порядок расчета дальности при полете с постоянной скоростью	337
Расчет дальности при полете с постоянным числом оборотов мотора	338
Расчет дальности при полете на высоте, отличной от нуля	340
Порядок расчета дальности полета на заданной высоте H	341
Расчет дальности полета методом оборотов	342
Порядок расчета дальности полета методом оборотов	344
Определение продолжительности полета	344
Составление инструкции полета на дальность	345
Расчет дальности для случая мотора с нагнетателем	346
Влияние высоты полета на дальность полета	346
Некоторые особенности при расчете дальности в случае ВИШ	348

Глава XIV. Приближенные методы аэродинамического расчета

Значение приближенных методов расчета при проектировании самолета	348
Особенности приближенных методов аэродинамического расчета	349
Метод Бильбо	350
Пример пользования номограммой Бильбо	350
Недостатки метода Бильбо	352
Метод Кларксона	352
Пример аэродинамического расчета по методу Кларксона	361
Замечание к расчету по методу Кларксона	362
Метод Шренка	363
Пример расчета по методу Шренка	364
О формулах первого приближения для определения летных характеристик самолета	367
Формулы первого приближения Кларксона	367
Формулы первого приближения В. С. Пышнова	369
Пользование формулами первого приближения	369
Влияние изменения основных данных самолета на его летные характеристики	370
Понятие об авиационном весе	374
Формула авиационного веса проф. В. П. Ветчинкина	376
Формула авиационного веса проф. Г. Г. Ростовцева	376
Формула инж. Н. Н. Фадеева	377
Реальный авиационный вес	378
Пример определения авиационного веса	378
Сравнительная оценка самолетов	379
Числа Эверлинга	380
Различные способы сравнения аэродинамических данных самолетов	383
Коэффициент совершенства самолета по Хёрнеру	384
Пример приближенного подсчета сопротивления трения	384
Неточности оценки по Хёрнеру	386

Глава XV. Приведение данных летных испытаний к стандартным условиям. Точность аэродинамического расчета

Введение	387
Метод Мизеса	388
Обработка испытаний на скороподъемность по методу Мизеса	388
Метод М. А. Тайца	391
Обработка испытаний на вертикальную скорость по методу М. А. Тайца	394
Метод М. А. Тайца и Б. Н. Егорова для самолетов с высотными моторами	396
Испытание самолета на скорость	400
Метод мерной базы	400
Обработка испытаний самолета на скорость	404

Глава XVI. Соотношение между формой крыла и его аэродинамикой

Связь между формой крыла в плане и индуктивным сопротивлением	405
Влияние формы крыла в плане на кривую моментов	406
Фокус профиля и фокус крыла	406
О пределах применимости общих формул теории индуктивного сопротивления	407
Влияние формы профиля на его аэродинамику	407
Эмпирические формулы для угла нулевой подъемной силы	410
Эмпирические формулы для тангенса угла наклона кривой $C_y = f(\alpha)$	412
Эмпирические формулы для $C_{y_{max}}$	413
Зависимость профильного сопротивления от геометрических параметров профиля и от числа Re	414
Изменение C_{x_p} с изменением C_y	416
Эмпирические формулы для коэффициента момента при $C_y = 0$	417
Эмпирические формулы для фокуса профиля	418
О рациональном типе крыльев	420
Крылья переменного профиля	420
Ковчешные крылья	423
Приближенный способ определения характеристики ковшового крыла	424

Глава XVII. Пути увеличения максимальной подъемной силы крыльев. Определение посадочной скорости самолета

Введение	426
Крыло с предкрылком	427
Крыло с закрылком	430
Крыло с предкрылками и закрылками	431
Недостатки разрезных крыльев	432
Щитки-закрылки	432
Сравнение различных приспособлений для увеличения подъемной силы	440
Посадочная скорость самолета	441
Причины, влияющие на $C_{y_{max}}$ самолета	441
Формула Гласса для учета влияния на $C_{y_{max}}$ числа Re	446
Влияние близости земли на $C_{y_{max}}$	448
Эффект парашютирования	449
Практическая формула для определения $V_{пор}$	449

Глава XVIII. Влияние ветра на летные характеристики самолета

Введение	449
Учет ветра в горизонтальном полете	449
Учет ветра при снижении самолета	450
Учет ветра при подъеме самолета	451
Учет ветра при расчете дальности	451

Приложение

Некоторые указания к выбору схемы и определению основных размеров самолета

Сравнение преимуществ высокоплана и низкоплана	453
Выбор мотора	454
Выбор профиля крыла	455
Фактор диапазона скоростей	456
Выбор площади, формы крыла в плане и удлинения	465
Выбор площади горизонтального оверерния	469
Выбор площади вертикального оверерния и угла поперечного V крыльев	471
Библиография	473
Предметный указатель	476

ОТ РЕДАКТОРА

Курс И. В. Остославского и В. М. Титова „Аэродинамический расчет самолетов“ составлен по программе авиационных вузов в соответствии с требованиями, которые в настоящее время предъявляются к учебникам.

В целях полного охвата сведений, необходимых для аэродинамического расчета, в курс введены главы, скорее относящиеся к смежным дисциплинам, но данные в объеме, непосредственно применяемом в аэродинамическом расчете. Сюда относятся главы V, VI и VII по моторам, расчетам винтомоторной группы и интерференции винта и самолета. В гл. II, XVI и XVII в сжатом виде приводятся теоретические положения, экспериментальные зависимости и формулы, которые используются в аэродинамическом расчете.

Вопросы, изложение которых на русском языке отсутствует, преподносятся в достаточно полном виде; так, например, метод Лотца с его модификациями (гл. II), соотношения между формой крыла и его аэродинамикой (гл. XVI), пути увеличения максимальной подъемной силы крыльев (гл. XVII).

Имея в виду будущую работу студентов авиационных вузов в конструкторских бюро заводов, авторы стремились оформить аэродинамические расчеты, составляющие основу курса, в таком виде, который является наиболее распространенным на заводах.

В курсе содержится много цифрового материала, в котором ощущается острая потребность при проведении домашних работ и отчасти дипломного проектирования; так, например, характеристики лобовых сопротивлений элементов самолета, характеристики распространенных моторов, поляры ходовых профилей крыльев и пр.

Содержание курса по многим разделам расширено за пределы узкого объема программы в расчете на успевающих студентов. Разделы, не обязательные для студентов, частично даны мелким шрифтом. Приложение содержит описание заводских методов подхода к проектированию самолета. Эта часть особенно полезна для студентов, так как в ней подводятся итоги работы по всему курсу, освещаются конечные цели и, что особенно важно, она ориентирует студентов в том, как приступить к дипломному проектированию и как провести начальную стадию аэродинамических расчетов и компоновки самолета.

Главы II, V, VI, VII, XVI и Приложение составлены И. В. Остославским; главы III, IV, VIII, IX, XI, XII, XV и XVIII составлены В. М. Титовым; главы I, XIII, XIV и XVII написаны ими совместно; глава X в порядке редактирования написана мною.

Книга Остославского и Титова является первой частью комплексного курса аэроаэродинамики самолета, остальные части которого посвящены статической устойчивости, динамической устойчивости и динамике самолета.

Весь курс издается под моей редакцией.

Проф. А. Н. Журавченко

ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- R -- полная аэродинамическая сила.
 X -- лобовое сопротивление.
 Y -- подъемная сила.
 M -- момент.
 H -- высота полета.
 u -- вертикальная скорость.
 t -- время полета.
 L -- дальность полета.
 V -- скорость.
 q -- скоростной напор $\left(\frac{\rho V^2}{2}\right)$.
 C_L -- коэффициент полной аэродинамической силы.
 C_x -- коэффициент лобового сопротивления.
 C_y -- коэффициент подъемной силы.
 C_m -- коэффициент момента.
 C_{x_i} -- коэффициент индуктивного сопротивления.
 C_{x_p} -- коэффициент профильного сопротивления.
 C_f -- коэффициент поверхностного трения.
 K -- качество (аэродинамическое).
 μ -- обратное качество.
 S -- площадь крыльев.
 l -- размах.
 λ -- относительное удлинение.
 b -- длина хорды (глубина).
 e -- толщина профиля.
 h -- расстояние между хордами крыльев.
 a -- вынос коробки крыльев.
 α -- угол атаки.
 φ -- угол установки.
 β -- угол отклонения рулей и других органов управления.
 $\Delta\alpha$ -- угол схода потока.
 G_j -- вес.
 N -- мощность.
 P -- тяга.
 n -- число оборотов.
 η -- коэффициент полезного действия.

- C_p — коэффициент отрицательной тяги винта.
 c — коэффициент обдувки.
 D — диаметр винта.
 γ — угол установки винта.
 F — площадь, ометаемая винтом.
 H — шаг винта.
 h_v — относительный шаг винта.
 λ — поступь (режим работы) винта.
 α — коэффициент тяги винта.
 β — коэффициент мощности винта.
 C_s — коэффициент быстроходности.
 ε — коэффициент торможения скорости.
 h — среднее по диску винта торможение скорости.
 B_0 — коэффициент нагрузки изолированного винта.
 m — масса.
 ρ — плотность воздуха.
 Δ — относительная плотности воздуха.
 p — давление.
 t — температура, °Ц.
 T — температура абсолютная.
 g — ускорение силы тяжести.
 μ — коэффициент вязкости (воздуха).
 ν — кинематическая вязкость (воздуха).
 Re — число Рейнольдса.
 Ba — число Барстоу.
 Re_c — мера турбулентности (критическое число Re для шара).
— турбулентность потока.
 Γ — циркуляция скорости.
 q — часовой расход горючего.
 Q — километровый расход горючего.
 w — скорость ветра.
-

ГЛАВА I

НЕКОТОРЫЕ СВЕДЕНИЯ ПО ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИКЕ. ОБЩИЕ УРАВНЕНИЯ УСТАНОВИВШЕГОСЯ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА

Введение Развитие авиационной техники неразрывно связано с развитием аэродинамики, которая в основном определяет форму самолета.

Быстрый прогресс самолетостроения и совершенство форм современного самолета обязаны успехам теоретической и экспериментальной аэродинамики.

Под аэродинамикой, как известно, понимается ряд дисциплин, к которым относятся: теория индуктивного сопротивления, экспериментальная и теоретическая аэродинамика, аэродинамический расчет, динамика полета и воздушные винты. Каждую из указанных дисциплин трудно рассматривать независимо от остальных, так как они очень тесно связаны друг с другом. Рост одной из этих дисциплин сейчас же отражается на росте других, примером чего может служить развитие теории индуктивного сопротивления, оказавшее существенное влияние на всю науку аэродинамики в целом.

Аэродинамический расчет Аэродинамический расчет рассматривает задачи установившегося прямолинейного симметричного движения самолета. Под аэродинамическим расчетом самолета у нас в СССР понимают определение по конструктивным данным самолета его летной характеристики: горизонтальной и вертикальной скорости, времени подъема на высоту, предельной высоты полета, дальности полета; сюда же относится решение задач о планировании самолета. Однако определение летных характеристик самолета далеко не исчерпывает содержание аэродинамического расчета. Аэродинамический расчет становится средством, при помощи которого инженер и конструктор стараются предугадать форму и работу будущего самолета.

Все чаще и чаще конструкторы самолетов начинают прибегать к аэродинамическому расчету для изыскания рациональных размеров самолета и улучшения его формы. Конструктор современного самолета должен прежде всего сообразовать конструкцию с требованиями аэродинамики. Он должен создавать новые самолеты, которые летали бы лучше, чем построенные раньше. Современные самолеты должны обладать заданными летными характеристиками, для чего конструктору необходимо прибегать к аэродинамическому расчету.

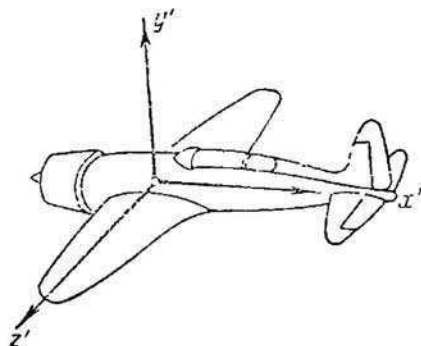
Аэродинамический расчет самолета становится как бы мостом, который перекидывается от исследователя-теоретика и экспериментатора-аэродинамика к конструктору — строителю самолета. В то же время резуль-

таты аэродинамического расчета, сравненные с данными летных испытаний построенного самолета, влияют на ход исследовательской и экспериментальной мысли.

Мы видим, что эволюция самолета тесно связана с научно-исследовательской работой во всех смежных с авиацией областях. На примере ЦАГИ можно видеть, как гармоническое развитие целого комплекса наук дает общий ценный конечный эффект.

Для решения задач аэродинамического расчета пользуются обычно двумя системами координатных осей: связанными и поточными (скоростными).

Связанными осями координат называют оси, связанные с самим самолетом или вообще с некоторым телом. В СССР ось x' в этом случае

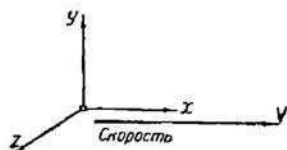


Фиг. 1. Связанные оси координат.

располагают в плоскости симметрии самолета, параллельно корневой хорде крыла. Для летчика, находящегося в своей кабине, ось x' направлена назад и проходит обычно через центр тяжести самолета, который принимают за начало координат. Ось y' направлена вверх перпендикулярно оси x' и лежит в плоскости симметрии. Ось z' направлена влево перпендикулярно плоскости симметрии самолета (фиг. 1). Ось x' называют продольной осью, ось y' — нормальной и ось z' — поперечной.

Поточными (скоростными) осями координат называют

оси, отнесенные к направлению потока (невозмущенного). В СССР ось x считают направленной по скорости невозмущенного потока; ось y перпендикулярна к скорости потока и направлена в сторону действия подъемной силы; ось z перпендикулярна плоскости xy (фиг. 2). Ось x называют направлением потока, ось y — осью подъемной силы и ось z — боковой.



Фиг. 2. Поточные (скоростные) оси координат.

Поточные оси употребляются для ориентировки моделей самолетов или элементов самолетов, испытываемых в аэродинамической трубе. В этом случае при помощи осей модели ориентируются относительно направления невозмущенной скорости потока аэродинамической трубы.

Положение модели в плоскости xy определяется углом атаки α° , т. е. углом поворота модели вокруг оси z . В случае совпадения плоскости симметрии модели самолета с направлением потока этот угол образуется хордой крыла и направлением потока (фиг. 3).