

**И.В. Остославский, В.М. Титов**

# **Аэродинамический расчет самолетов**

**Москва  
«Книга по Требованию»**

УДК 656  
ББК 39.1  
И11

И11 **И.В. Остославский**  
Аэродинамический расчет самолетов / И.В. Остославский, В.М. Титов – М.: Книга по Требованию, 2023. – 476 с.

**ISBN 978-5-458-42858-3**

Книга является учебником для авиационных вузов и содержит изложение методов аэродинамического расчета самолета. В книге даны главы, облегчающие работу студентов в областях, смежных с аэродинамическим расчетом: лобовое сопротивление самолета и его частей, взаимное влияние винта м самолета, подбор винта, построение характеристики винтомоторной группы, методы подхода к проектированию самолета и др. В книге впервые систематически изложены вопросы (аэродинамика трапецевидного крыла, взаимное влияние винта и самолета, интерференции частей самолета, расчет с учетом скоростного наддува мотора и др. ), которые были разбросаны в нашей и заграничной периодической литературе. По содержанию книга рассчитана также и на инженеров-расчетчиков и конструкторов, работающих в авиационной промышленности.

**ISBN 978-5-458-42858-3**

© 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.



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 $\beta$ 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 $\eta_3$ по опытным данным .	181
Влияние миделя фюзеляжа на $\eta_3$ по опытным данным . . . . .	181
Влияние на $\eta_3$ 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 $\epsilon$ и $\zeta$ 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 $Ba$ в случае ВИШ . . . . .	234
Учет влияния числа $Ba$ 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
Барограмма 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 $\alpha$ и взлетных скоростей $V_{\text{взл}}$ в функции высоты . . . . .	268
Определение времени взлета $t$ на высоту $H$ . . . . .	268
Определение вертикальной скорости $w$ и угла наклона $\theta$ 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 $C_y$ 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 погрешных оборотов для горизонтального полета расчетным путем . . . . .	297
Построение диаграммы оборотов, потребных для подъема . . . . .	302
Построение диаграммы располагаемых оборотов . . . . .	302
Определение $V_{\text{max}}$ . . . . .	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 $V_{\text{max}}$ на разных высотах . . . . .	308
Определение потолка самолета . . . . .	308
Определение потолка по диаграмме потребных оборотов для одной высоты . . . . .	308
Определение $V_{\text{max}}$ 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
Конические крылья . . . . .	423
Приближенный способ определения характеристики конического 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 $V_{\text{пос}}$ . . . . .	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 оперения . . . . .	469
Выбор площади вертикального оперения 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 аэромеханики 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).  
 $\mu$  — обратное качество.  
 $S$  — площадь крыльев.  
 $l$  — размах.  
 $i$  — относительное удлинение.  
 $b$  — длина хорды (глубина).  
 $e$  — толщина профиля.  
 $h$  — расстояние между хордами крыльев.  
 $a$  — вынос коробки крыльев.  
 $\alpha$  — угол атаки.  
 $\varphi$  — угол установки.  
 $\delta$  — угол отклонения рулей и других органов управления.  
 $\Delta\alpha$  — угол схода потока.  
 $G$  — вес.  
 $N$  — мощность.  
 $P$  — тяга.  
 $n$  — число оборотов.  
 $\eta$  — коэффициент полезного действия.

- $C_p$  — коэффициент отрицательной тяги винта.  
 $c$  — коэффициент обдувки.  
 $D$  — диаметр винта.  
 $\gamma$  — угол установки винта.  
 $F$  — площадь, ометаемая винтом.  
 $H$  — шаг винта.  
 $h_b$  — относительный шаг винта.  
 $\lambda$  — поступь (режим работы) винта.  
 $\alpha$  — коэффициент тяги винта.  
 $\beta$  — коэффициент мощности винта.  
 $C_s$  — коэффициент быстроходности.  
 $\varepsilon$  — коэффициент торможения скорости.  
 $h$  — среднее по диску винта торможение скорости.  
 $B_0$  — коэффициент нагрузки изолированного винта.  
 $m$  — масса.  
 $\rho$  — плотность воздуха.  
 $\Delta$  — относительная плотности воздуха.  
 $p$  — давление.  
 $t$  — температура, °Ц.  
 $T$  — температура абсолютная.  
 $g$  — ускорение силы тяжести.  
 $\mu$  — коэффициент вязкости (воздуха).  
 $\nu$  — кинематическая вязкость (воздуха).  
 $Re$  — число Рейнольдса.  
 $Ba$  — число Бэрстоу.  
 $Re_c$  — мера турбулентности (критическое число  $Re$  для шара).  
— турбулентность потока.  
 $\Gamma$  — 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 относятся 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.

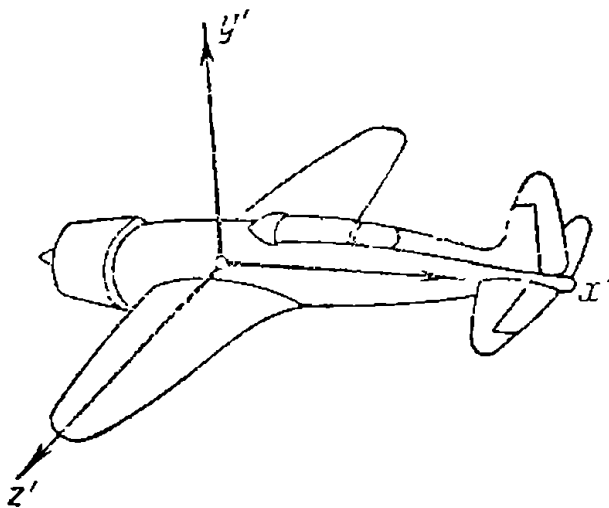
Аэродинамический расчет самолета становится как бы мостом, который перекидывается от исследователя-теоретика и экспериментатора-аэродинамика к конструктору — строителю самолета. В то же время резуль-

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).

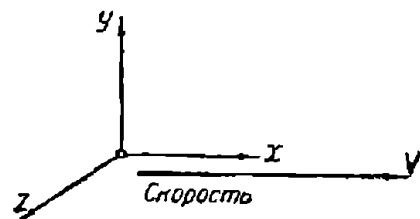
Связанными осями координат называют оси, связанные с самим самолетом или вообще с некоторым телом. В СССР ось  $x'$  в этом случае



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  $\alpha^\circ$ , 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).