

Георгий Андреевич Щербаков

Боковая устойчивость самолетов

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 93
ББК 63.3
Щ29

Щ29 **Щербаков Г.**
Боковая устойчивость самолетов / Георгий Андреевич Щербаков – М.: Книга по Требова-
нию, 2025. – 75 с.

ISBN 978-5-521-38895-0

ISBN 978-5-521-38895-0

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2025
© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2025

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.

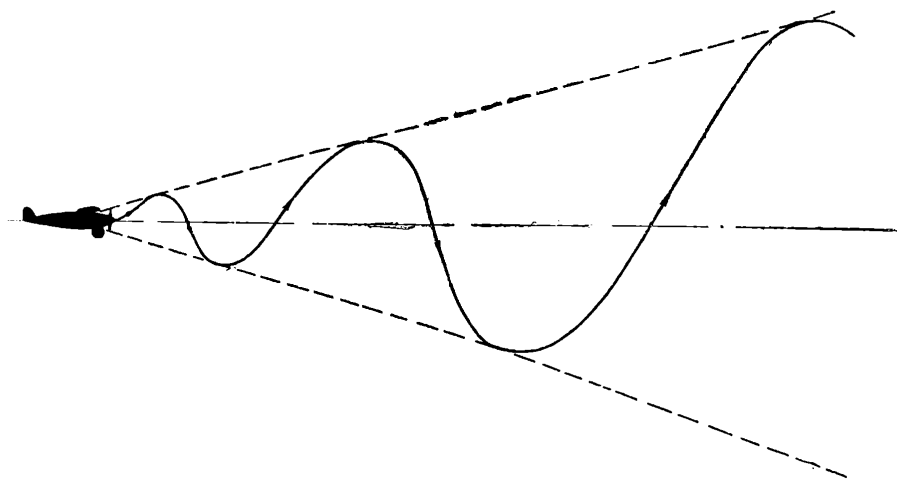
Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать 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.

ПРЕДИСЛОВИЕ

До сего времени у нас на русском языке нет специальной литературы, посвященной исследованию боковой устойчивости самолетов. Настоящий труд предназначен в известной мере восполнить существующий пробел.

Наша цель—дать метод расчета самолета на боковую устойчивость.

При решении вопросов боковой устойчивости мы будем пользоваться методом *малых возмущений*.



Фиг. 1. Возрастающие колебания самолета после возмущения.

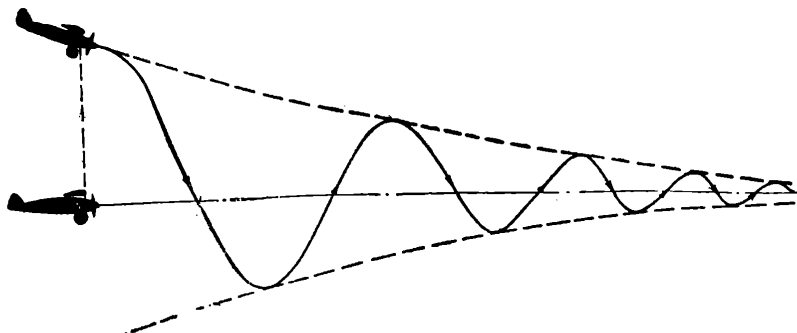
Основной вопрос, который нас будет интересовать в настоящей работе,—это *статическая боковая устойчивость*, которая включает в себя:

- 1) *устойчивость пути (рысканья)*;
- 2) *поперечную устойчивость (крена)*.

Динамической боковой устойчивостью будем интересоваться лишь в той мере, в какой это необходимо при исследовании статической боковой устойчивости.

В качестве числового примера мы взяли данные весьма распространенного самолета П-5.

Настоящая статья выпускается нами как предварительная, за ней последует исследовательская работа, которая позволит критически, с еще большей степенью точности, определить значение отдельных параметров, обуславливающих боковую устойчивость самолета. Одно из этих уравнений выражает динамическую устойчивость самолета в плоскости симметрии, и другое выражает боковую динамическую устойчивость.



Фиг. 2. Затухающие колебания самолета после возмущения.

Действия с уравнением 4-й степени значительно проще, чем с уравнением 8-й степени, но можно еще дело упростить тем, что будем рассматривать устойчивость самолетов только: а) *продольную статическую* и б) *боковую статическую*.

Разница между статической и динамической устойчивостью коротко заключается в следующем:

статическая устойчивость определяет только наличие стремления возврата самолета в режим после возмущения, но оно не определяет конечного характера движения;

динамическая устойчивость определяет как характер самого движения, так и конечный результат его после возмущения.

I. ВВЕДЕНИЕ

1. Предварительные замечания

Вопросы динамической устойчивости аэропланов теоретически были решены еще в 1906 г. в работах Бриана и в целом ряде других позднейших работ, где эти вопросы подробно разбирались. При рассмотрении вопроса устойчивости самолета, как свободно движущегося в пространстве тела, мы сталкиваемся с шестью дифференциальными уравнениями, решение которых, как системы, приводит нас к характеристическому уравнению 8-й степени следующего вида:

$$\lambda^8 + A_1 \lambda^7 + A_2 \lambda^6 + A_3 \lambda^5 + A_4 \lambda^4 + A_5 \lambda^3 + A_6 \lambda^2 + A_7 \lambda + A_8 = 0.$$

Суждение об устойчивости мы получаем в результате решения характеристического уравнения и из анализа свойств полученных корней.

Известно еще из работ Рута, что для того, чтобы система, движение которой выражается характеристическим уравнением, была устойчивой, необходимо, чтобы были соблюдены следующие условия:

- 1) в случае *действительных корней* характеристического уравнения они должны быть *отрицательными*;
- 2) в случае *комплексных корней* должны быть отрицательными их вещественные части.

Решение уравнений 8-й степени — дело не совсем приятное, и естественно появилось желание все это упростить. Если рассматривать движение самолета в плоскости симметрии при малых возмущениях и при небольших возмущениях в сторону от плоскости симметрии, то тогда характеристическое уравнение 8-й степени распадается на два характеристических уравнения 4-й степени следующего вида:

- 1) $\lambda^4 + A_1 \lambda^3 + A_2 \lambda^2 + A_3 \lambda + A_4 = 0$;
- 2) $\lambda^4 + B_1 \lambda^3 + B_2 \lambda^2 + B_3 \lambda + B_4 = 0$.

Аэродинамические обозначения

Все аэродинамические коэффициенты отнесены к скоростному пору.

Конструктивные обозначения

l — размах крыльев

b — хорда крыла

$b_m = \frac{S}{l}$ — средняя хорда крыла

b_a — средняя аэродинамическая хорда крыла

x — расстояние от передней кромки крыла до центра давления суммарной аэродинамической силы

h — расстояние от центра давления на вертикальное оперение до оси фюзеляжа, проходящей через центр тяжести самолета

r_x — радиус инерции самолета около продольной оси

r_y — радиус инерции самолета около оси ручки

$i = \sqrt{i_n^2 + i_t^2}$ — геометрический радиус инерции площади распределения суммарных аэродинамических сил, действующих на крыло

i_n — геометрический радиус инерции площади кривой распределения нормальных сил по крылу

i_t — геометрический радиус инерции площади кривой распределения тангенциальных сил по крылу

S — площадь крыла (крыльев)

$S_{в.о}$ — площадь вертикального оперения

$S_{г.о}$ — площадь горизонтального оперения

$S_{эл}$ — площадь элеронов

$S_{ф}$ — боковая площадь фюзеляжа

$\lambda = \frac{l}{b} = \frac{l^2}{S}$ — удлинение крыла

$l_{в.о}$ — расстояние от центра давления на вертикальное оперение до центра тяжести самолета

$l_{ф}$ — расстояние от центра давления на фюзеляж до центра тяжести самолета

$l_{ц}$ — размах центроплана самолета

z — расстояние от продольной оси самолета до центра тяжести геометрической формы половины крыла; эта величина характеризует поперечный момент от несимметрии аэродинамических сил при скольжении

θ_x и θ_y — главные моменты инерции относительно осей X и Y
 J_x ; J_y — относительные моменты инерции

$$\theta_x = \frac{l^3 \cdot q \cdot S}{V^2} \cdot J_x; \quad \theta_y = \frac{l^3 \cdot q \cdot S}{V^2} \cdot J_y$$

Углы и угловые скорости

α — угол атаки крыльев

τ и γ — угол сноса (угол скольжения)

μ — угол крена

ψ — угол курса
 θ — угол подъема или спуска
 κ — угол продольной стреловидности
 ε — угол линейного закручивания
 ν — угол поперечного V крыльев
 $\omega = \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2}$ — суммарная угловая скорость
 ω_x — угловая скорость около оси X
 ω_y — угловая скорость около оси Y
 $\dot{\psi}$ — угловая скорость курса
 β — угол отклонения вертикального руля

Разные обозначения

Φ — тяга винта
 G — вес самолета

Принятые индексы

- a) р.в — руль высоты
- b) р.н — руль направления
- c) кр — относится к крылу
- d) г.о — относится к горизонтальному оперению
- e) в.о — относится к вертикальному оперению
- f) эл — относится к элеронам
- к) (') или (·) — штрих или точка над выражением обозначает производную от этого выражения

τ_n и μ_n — n -е приближение при вычислении

τ_n и μ_n — частные интегралы n -го порядка;

τ_0 и μ_0 — начальные значения производных от τ и μ

γ — удельный вес

$\rho = \frac{\lambda}{g}$ — плотность

$g = 9,81$ — ускорение силы тяжести

Φ' — приращение вредной площади на единицу угла сноса

λ_i — корни детерминанта, выражающего характеристическое уравнение,

где: $i = 1, 2, 3$ и т. д.

$m_{в.р}$ — масса вертикального руля

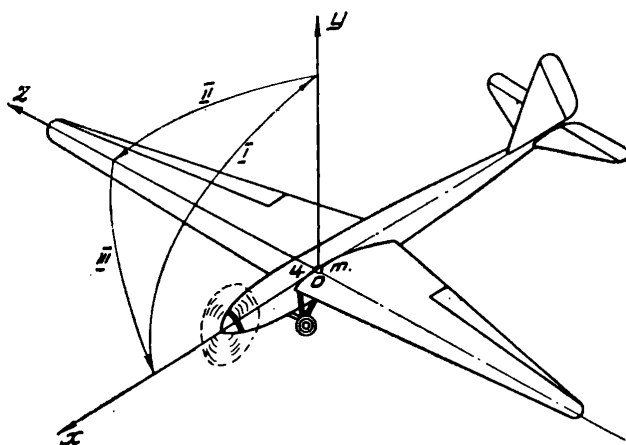
$\alpha_{в.о}$ — угол атаки вертикального оперения

3. Оси координат

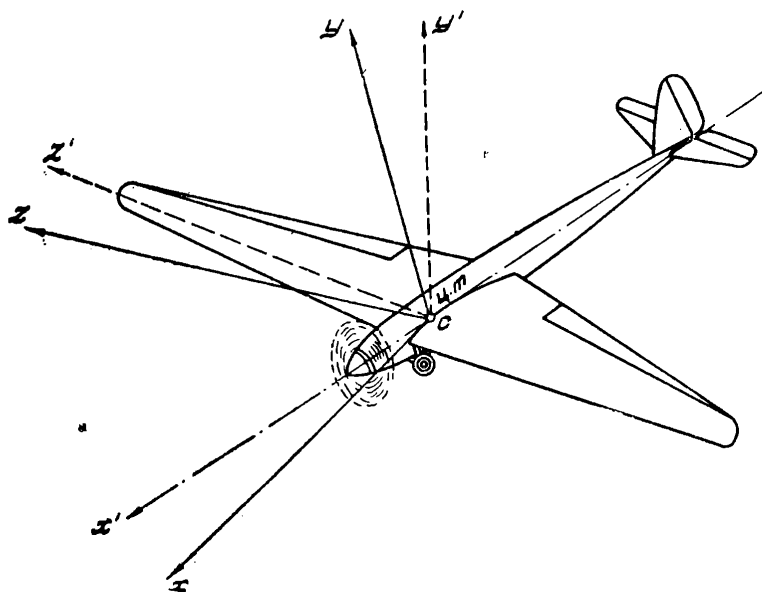
При исследовании движений самолета пользуются тремя видами осей координат:

- 1) оси, связанные с самолетом (фиг. 3);
- 2) оси, связанные с потоком (фиг. 4);
- 3) оси, связанные с землей (фиг. 5).

В литературе существует несколько способов перехода от одних осей к другим.



Фиг. 3. Схема осей, связанных с самолетом.



Фиг. 4. Схема осей, связанных с потоком.

1. Характеристика осей координат, связанных с самолетом (фиг. 3)

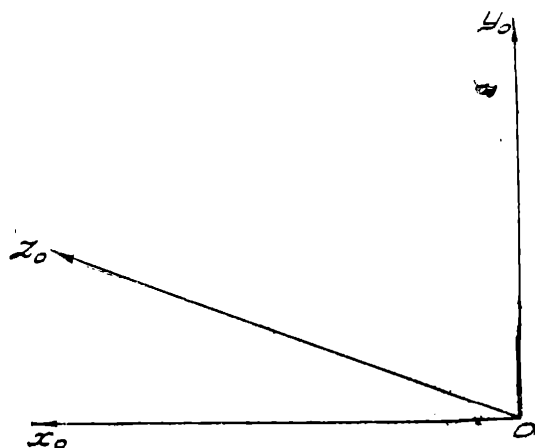
Обозначение осей координат		Положение осей	Положительное направление	Примечание
X'	Главные оси инерции Лежат в плоскости симметрии В направлен., фюзеляжа В направлен., перпендикул. фюзеляжу		Вперед по полету	Продольная ось
Y'			Вверх	Ось ручки
Z'		Перпендикулярна к плоскости симметрии	Вправо от летчика	Поперечная ось самолета

2. Система осей координат, связанная с потоком (фиг. 4)

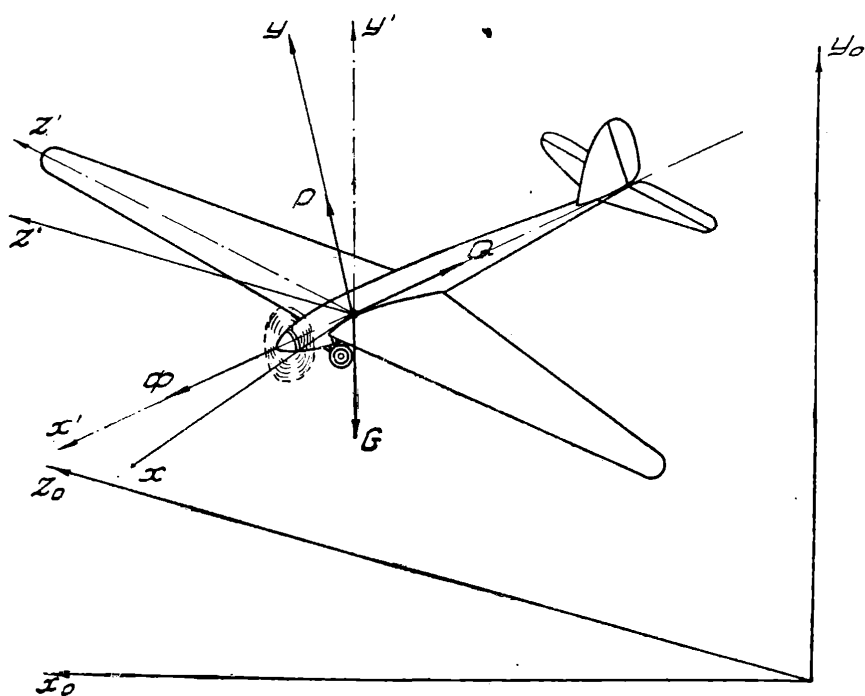
Обозначение осей	Положение осей координат	Положительное направление	Примечание
X	В направлении движения самолета	Противоположно действию лобового сопротивления	Ось траектории
Y	В направлении подъемной силы	Совпадает с направлением подъемной силы	Ось подъемной силы
Z	В направлении боковой силы	Совпадает с направлением действия боковой силы	Ось боковой силы

3. Система осей координат, связанная с землей (фиг. 5)

Обозначение осей координат	Положение осей	Положительное направление	Примечание
X_0	В направлении горизонтальной слагающей установившегося продольного движения	Совпадает с направлением этой слагающей	Горизонтальная
Y_0	Вертикально	Вверх	Отвесная
Z_0	Горизонтально и перпендикулярно к оси	Вправо	Боковая ось



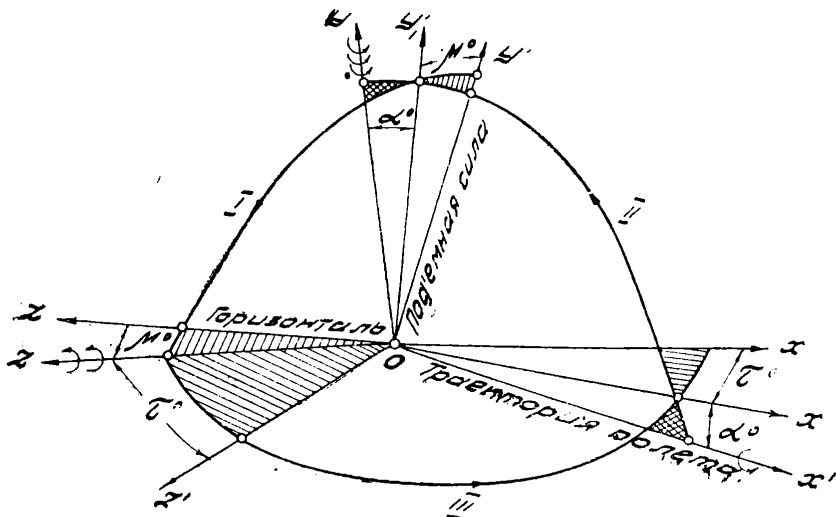
Фиг. 5. Схема осей, связанных с землей.



Фиг. 6.

В настоящей брошюре мы пользуемся *правой немецкой* системой осей координат.

Характеристику каждой системы осей координат мы дадим в следующих схемах.



Фиг. 7.

На фиг. 6 приводим схему взаимного расположения вышеуказанных осей координат.

На фиг. 7 приводим схему перехода от осей потока к осям, связанным с самолетом.

II. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ ПРИ РАССМОТРЕНИИ ВОПРОСОВ БОКОВОЙ УСТОЙЧИВОСТИ

1. Элементарное понятие о силах, действующих на самолет

В понятие боковой устойчивости включаются два вида устойчивостей:

- 1) *поперечная* устойчивость около оси X ;
- 2) устойчивость *пути* (флюгерная устойчивость) около оси Y .

Главная роль в сохранении поперечной устойчивости принадлежит поперечному V .

Пусть мы имеем самолет с поперечным V , которое определяется углом ν фиг. 8.

Подъемную силу P в невозмущенном потоке при движении в плоскости симметрии самолета мы можем представить в виде двух слагающих $P_{\text{прав}}$ и $P_{\text{лев}}$, которые будут равны при указанном движении, и их равнодействующая сила P совпадает с плоскостью симметрии самолета.