

В. Пышнов

Аэродинамика самолета

Часть четвертая

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 656
ББК 39.1
В11

В11 **В. Пышнов**
Аэродинамика самолета: Часть четвертая / В. Пышнов – М.: Книга по Требованию, 2024. – 134 с.

ISBN 978-5-458-37859-8

Аэродинамика самолета

ISBN 978-5-458-37859-8

© 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 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.

С выпуском настоящей—четвертой части курса „Аэродинамика самолета“ заканчивается изложение вопросов, касающихся движения самолета, за исключением теории динамической устойчивости и автоматического управления самолетом. По этим вопросам автор рекомендует книгу Фр. Гос „Устойчивость и управляемость самолетов“ и соответствующие труды ЦАГИ, хотя со временем автор предполагает дать свое изложение указанных вопросов.

В четвертую часть вошли вопросы, которые излагались автором на лекциях: моменты относительно осей x и y , уравнивание реакции вращения винта, полет с остановленным боковым мотором, основы поперечной устойчивости, основы теории потери скорости и теории штопора.

Материал, изложенный в главе о действии рулей и потере скорости, на лекциях до сих пор не читался, но, по мнению автора, он необходим как вступление к изучению динамической устойчивости. Вопрос об устойчивости при движении по земле также не читался на лекциях в данном виде, однако мы считаем необходимым привести этот материал, так как он очень важен. В таком полном виде этот вопрос излагается впервые.

Изложение теории штопора, а в значительной мере и другого материала, дано с целью разъяснения основ теории и вовсе не претендует на полноту и пригодность для проведения самих расчетов. По этой причине почти не приведено справочных данных, часть которых может быть найдена в литературе, список которой приложен в конце книги. Справочных данных по многим вопросам, особенно относящимся к штопору и устойчивости при движении по земле, вообще не имеется.

В теории штопора до сих пор остается много неясного, и это заставило автора многие вопросы излагать в достаточно осторожной форме.

В плане курса „Аэродинамика самолета“, который был указан в предисловии к первому изданию первой части, был намечен раздел, посвященный анализу исторического развития самолета. Однако этот материал до сих пор еще не обработан и намечается к изданию в виде самостоятельной работы. Отдельные недостатки изложения, а местами и ошибки, допущенные в изданных частях курса, могут найти свое объяснение, но, конечно, не оправдание, в том, что значительная часть материала излагалась в таком систематизированном виде впервые.

Автор очень благодарен рецензентам и редакторам, особенно проф. А. Н. Журавченко, за многочисленные справедливые замечания.

В четвертой части изменены обозначения согласно принятым в ЦАГИ. Это, естественно, создаст известные затруднения при пользовании всеми частями курса, но так как во всей вновь выходящей специальной литературе приняты новые обозначения, автор счел необходимым перейти в четвертой части курса на эти обозначения. При переиздании других частей курса обозначения также будут изменены. При чтении настоящего курса необходимо быть внимательным, чтобы не сделать ошибки. Для облегчения пользования всеми частями курса в начале книги дается сравнительная таблица старых и новых обозначений.

Бригинженер В. С. Пышков

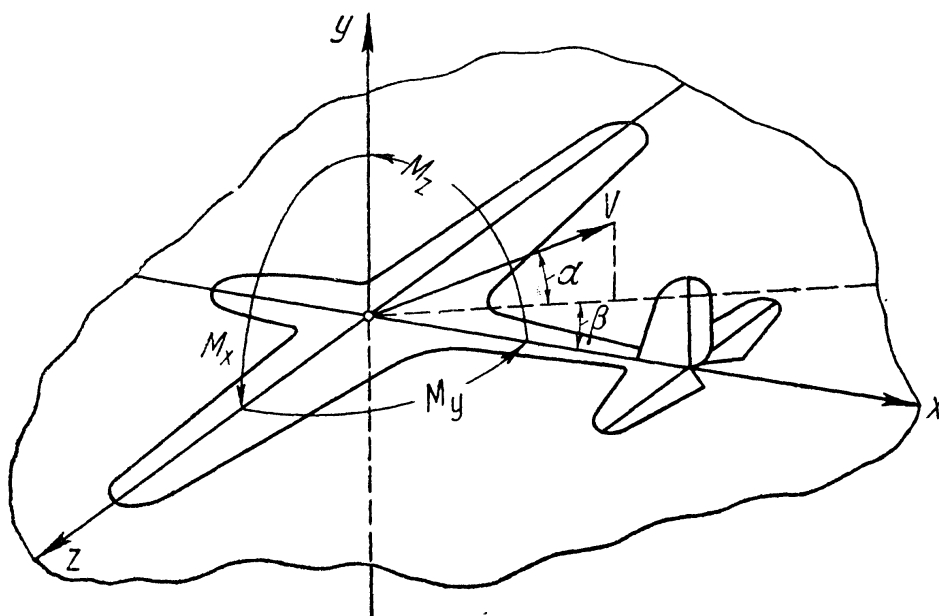
**ОБОЗНАЧЕНИЯ,
ИЗМЕНЕННЫЕ В IV ЧАСТИ КУРСА
ПО СРАВНЕНИЮ С ПРИНЯТЫМИ В I, II и III ЧАСТЯХ**

Наименование	Обозначение в I, II и III частях курса	Обозначение в IV части курса
Подъемная сила	P	Y
Лобовое сопротивление . . .	Q	X
Тяга винта	Φ	P
Угол крена	β	γ
Угол скольжения	γ	β
Поперечный угол крыльев . .	—	ψ
Коэффициент подъемной силы	$C_y = \frac{P}{\rho SV^2}$	$c_y = \frac{2Y}{\rho SV^2}$
Коэффициент лобового сопротивления	$C_x = \frac{Q}{\rho SV^2}$	$c_x = \frac{2X}{\rho SV^2}$
Коэффициент боковой силы . .	$C_z = \frac{Z}{\rho SV^2}$	$c_z = \frac{2Z}{\rho SV^2}$
Момент вокруг оси x	—	$M_x = c_{M_x} \frac{\rho}{2} SV^2 l$
Момент вокруг оси y	—	$M_y = c_{M_y} \frac{\rho}{2} SV^2 l$
Момент вокруг оси z	$M_z = C_{M_z} \rho SV^2 b_{cp}$	$M_z = c_{M_z} \frac{\rho}{2} SV^2 b_{cp}$
Плечо горизонтального оперения	$L_{г.о}$	$x_{г.о}$
Плечо вертикального оперения	—	$x_{в.о}$
Угол скоса потока	ε	$\Delta\alpha$
Угол заклинения винта . . .	γ	φ_B

МОМЕНТЫ ВОКРУГ ОСЕЙ x и y

ОСИ КООРДИНАТ

При рассмотрении движения самолета, вообще говоря, нужно брать три системы осей координат: 1) неподвижную в пространстве систему, 2) систему осей, связанных с потоком или, вернее, с траекторией и 3) систему осей, связанную с самолетом.



Фиг. 1. Схема осей самолета, угол атаки и угол скольжения.

Чтобы излишне не затруднять изложение, в данной части курса мы обойдемся только одной системой осей, связанной с самолетом, — x, y, z . Направление воздушного потока по отношению к самолету будем ориентировать углом атаки α и углом скольжения β . Угол атаки будем измерять между вектором скорости и плоскостью $x-z$ самолета; угол скольжения β — между проекцией скорости V на плоскость $x-z$ и осью x . Эта схема показана на фиг. 1.

Обращаем внимание на знаки углов и моментов. Положительное направление углов α и β показано на фиг. 1. Как видно, $+\alpha$ соответствует обычно принятому представлению об угле атаки, а $+\beta$ соответствует скольжению на левое крыло. Положительный момент M_z действует от оси x к оси y и стремится уменьшить

угол атаки α . Положительный момент M_x действует от оси y к оси z и стремится накренить самолет на левое крыло. Положительный момент M_y стремится повернуть самолет от оси z к оси x , т. е. налево, и уменьшить скольжение. В случае необходимости мы будем давать еще угол наклона осей самолета к вертикали или к горизонтальной плоскости. Данная система осей несколько отличается от системы, принятой в экспериментальной аэродинамике, но в применении при обычном полете диапазоне углов атаки это отличие практически равно нулю. В случае штопора, когда α и β очень велики, данная система позволяет рассмотреть вопрос более просто.

Моменты вокруг осей x и y пропорциональны скоростному напору $\frac{\rho V^2}{2}$, зависят от углов α и β , угловых скоростей ω_x и ω_y (влияние ω_z невелико) и ускорений. Кроме того, моменты зависят от положения органов управления и от вращения винта. Угол атаки α на M_x и M_y влияет обычно мало, а при $\beta = 0$ влияние его на эти моменты равно нулю. Поэтому влияние α рассматривается совместно с влиянием β .

МОМЕНТЫ ОТ СКОЛЬЖЕНИЯ

Иногда думают, что скольжение является неестественным движением самолета и даже опасным. На самом деле скольжение наблюдается очень часто, но оно почти незаметно. Скольжением мы называем косое движение самолета, при котором направление встречного потока не лежит в плоскости симметрии. Если самолет вполне симметричен относительно плоскости $x-y$ и нет скольжения, то, естественно, не будет никаких M_x и M_y . Всякое скольжение дает несимметричное обтекание и вызывает моменты M_x и M_y .

Начнем с M_x . Скольжение изменяет распределение давления по крылу и, как правило, дает увеличение подъемной силы того крыла, которое оказывается несколько впереди. Это объясняется двумя причинами: во-первых, косым обтеканием, когда торцевая часть одного конца крыла начинает работать как передняя кромка, а торцевая часть другого конца — как задняя кромка; во-вторых, изменением углов атаки половин крыла вследствие наличия поперечного угла (поперечного V) крыльев. Таким образом M_x возникает даже у плоского крыла, а поперечный угол крыльев лишь увеличивает этот момент.

Объясним причину изменения углов атаки крыльев при скольжении. Возьмем для простоты прямоугольное крыло с поперечным углом ϕ и углом атаки α , а затем дадим угол скольжения β (фиг. 2). Возьмем по одному сечению на правом и левом крыльях; отметим точки входа и выхода потока на обеих проекциях. От скольжения хорда крыла как бы удлинилась и стала равной $\frac{b}{\cos \beta}$.

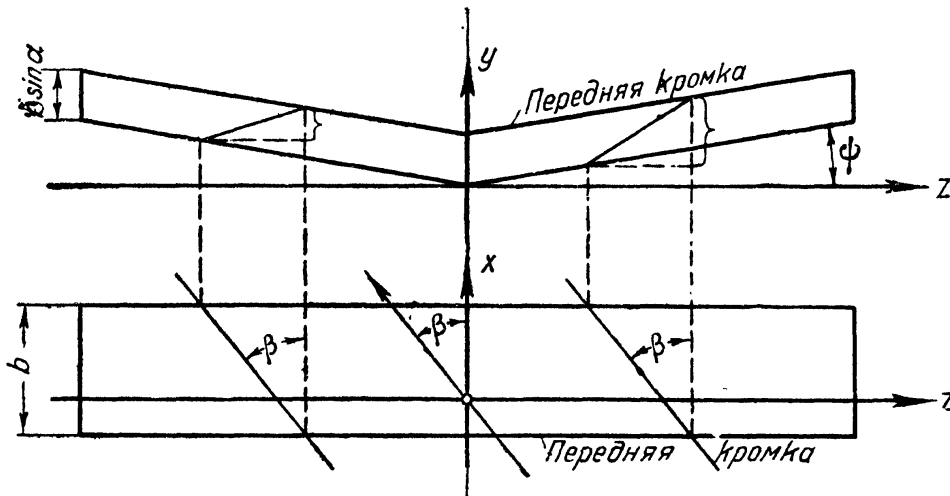
Пока не было скольжения, передняя кромка имела превышение над задней на величину $b \cdot \sin \alpha$. При скольжении это превышение изменяется на величину $b \cdot \sin \beta \cdot \sin \phi$, причем с одной стороны

оно возрастает, с другой — уменьшается. Синусы углов атаки будут:

$$\sin \alpha_1 = \frac{b \sin \alpha + b \sin \beta \sin \psi}{b} \cos \beta; \quad \sin \alpha_2 = \frac{b \sin \alpha - b \sin \beta \sin \psi}{b} \cos \beta.$$

Так как мы обычно имеем дело лишь с малыми углами α , β и ψ , то эти выражения можно упростить, полагая:

$$\alpha_1 = \alpha + \beta \cdot \psi; \quad \alpha_2 = \alpha - \beta \cdot \psi; \quad \Delta \alpha = \beta \cdot \psi.$$



Фиг. 2. Изменение углов атаки при скольжении.

Тогда теоретически момент можно было бы написать из условия, что подъемная сила с одной стороны возрастает на величину $\Delta Y = B \cdot \Delta \alpha \cdot \frac{S}{2} \cdot \frac{\rho V^2}{2}$, где $B = \frac{dc_y}{d\alpha}$, с другой — на такую же величину уменьшается; в результате получается пара сил с плечом $2z$, где z — расстояние от плоскости симметрии до центра давления одного полукрыла. При положительном скольжении, т. е. при скольжении на левое крыло, момент M_x поднимает левое крыло, и его нужно считать отрицательным:

$$M_x = -B \beta \psi S z \frac{\rho V^2}{2}.$$

Однако практически момент получится несколько иным, а именно:

$$M_x = -k_1 \beta S z \frac{\rho V^2}{2} (B \psi + k_2 c_y);$$

величина $k_2 c_y$ будет давать долю момента за счет изменения обтекания крыла при скольжении; величина k_1 будет учитывать неравномерность распределения подъемной силы по размаху.

Если поперечный угол переменен или, как часто бывает, начинается не от корня крыла, а от места присоединения консоли,

то мы берем некоторый средний угол ψ , получаемый по формуле смещения:

$$\psi = \frac{\psi_1 S_1 z_1 + \psi_2 S_2 z_2 + \psi_3 S_3 z_3 + \dots}{(S_1 + S_2 + S_3 + \dots) z},$$

где $S_1, S_2, S_3, \dots, S_n$ — площади отрезков крыла, имеющих углы $\psi_1, \psi_2, \psi_3, \dots, \psi_n$ и расстояния $z_1, z_2, z_3, \dots, z_n$ от плоскости симметрии самолета до центров давления соответствующих частей крыла. Расстояние z относится к крылу в целом.

За центры давления всего полукрыла или его частей принимают геометрические центры тяжести соответствующих площадей. Сам поперечный угол ψ измеряется обычно по линии передней или задней кромки крыла, но ни в коем случае не по верхней или нижней поверхности крыла.

Для удобства перейдем к безразмерному коэффициенту момента:

$$c_{M_x} = \frac{2M_x}{\rho S V^2 l} = -k_1 \frac{z}{l} (B\psi + k_2 c_y) \beta;$$

здесь l — полный размах крыла.

Посмотрим, каковы практические значения k_1 и k_2 . К сожалению, имеющийся в этом отношении материал весьма ограничен. Пользуясь данными Барнвелла¹, мы получили для прямоугольного крыла: $k_1 = 0,76$, $k_2 = 0,06$.

Для крыльев трапецевидных и эллиптических значение для k_1 , повидимому, можно взять большее, например 0,85 — 0,9, так как плохое обтекание конца крыла будет менее сказываться.

На величину M_x влияет также высота расположения крыла вследствие действия на крыло боковой силы. Для подсчета этого момента, который мы обозначим M'_x , Барнвелл предлагает выражение:

$$M'_x = y_0 Z;$$

$$Z = -\rho S V^2 (0,004 + 0,196 \psi) \beta;$$

y_0 берется по средней аэродинамической хорде. Во всех формулах углы β и ψ выражены в радианах.

Однако, повидимому, весьма большое влияние оказывает также расположение фюзеляжа. Если фюзеляж расположен под крылом, то M_x усиливается, если над крылом, то ослабевает.

Приведенное выражение пригодно только до срыва обтекания. Если угол атаки близок к критическому, то происходит односторонний срыв струй, и M_x резко возрастает.

Перейдем теперь к моменту крыла вокруг оси y . Так как ось y связана с самолетом, то нам нужно брать моменты не от c_x , а от c_t , т. е. от составляющей коэффициентов c_x и c_y в плоскости крыла. Как было выведено еще во второй части курса, c_t можно выразить аналитически так:

$$c_t = c_p - c_y \alpha_0 - \frac{c_y^2}{B_0}.$$

¹ „Flight“, April 29, 1926.

Как мы уже указали, при скольжении происходит как бы передвижение передней кромки в сторону крыла, на которое происходит скольжение, и затем изменение углов атаки от поперечного угла. Если поперечный угол отсутствует, то по опытам крыло обнаруживает слабую устойчивость¹, т. е. стремление повернуться так, чтобы уничтожить скольжение. Однако по некоторым соображениям можно полагать, что на больших углах атаки (до срыва обтекания) появление пониженного давления в концевой части крыла может вызвать некоторую неустойчивость, особенно, если конец крыла плавно закруглен; прямой обрез крыла даст, конечно, иной результат.

Роль перемены углов атаки можно оценить таким образом. При перемене угла атаки на величину $\Delta\alpha$ изменение c_l будет:

$$\Delta c_l = \frac{dc_l}{d\alpha} \cdot \Delta\alpha; \quad \Delta\alpha = \beta\psi.$$

$$\frac{dc_l}{d\alpha} = -\alpha_0 B - \frac{2B c_{l0}}{B_0} = -B \left(\frac{2c_{l0}}{B_0} + \alpha_0 \right).$$

Тогда вследствие перемены углов атаки c_l изменится так:

$$\Delta c_l = -\beta\psi B \left(\frac{2c_{l0}}{B_0} + \alpha_0 \right).$$

Полное изменение c_l можно предположить в виде:

$$\Delta c_l = -k_3 B \left(\frac{2c_{l0}}{B_0} + \alpha_0 \right) (\psi + k_4) \beta;$$

величина k_3 будет учитывать характер распределения нагрузки по размаху, а k_4 — действие собственно крыла, которое как бы меняет поперечный угол.

Момент вокруг оси y получим:

$$M_y = \Delta c_l S z \frac{\rho V^2}{2};$$

$$c_{my} = \frac{2M_y}{\rho S V^2 l} = \Delta c_l \frac{z}{l} = -k_3 B \frac{z}{l} \left(\frac{2c_{l0}}{B_0} + \alpha_0 \right) (\psi + k_4) \beta.$$

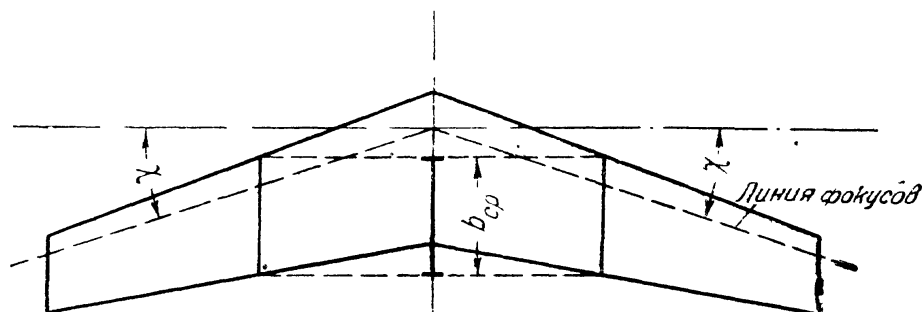
Коэффициент k_3 можно взять около 0,8; $B = \frac{5,5}{1 + \frac{11}{\pi\lambda}}$; $B_0 = 5,5$; α_0 —

угол атаки нулевой подъемной силы, обычно отрицательный; α_0 , ψ и β взяты в радианах; k_4 — для прямоугольного крыла около —0,035, т. е. как бы уменьшает угол ψ на 2°. При закругленных концах крыла можно считать, что k_4 равно нулю или даже положительно.

По этой формуле при малых c_y крыло будет устойчиво, а затем при достаточно больших ψ и c_y становится неустойчивым. Необходимо также указать, что плоское крыло обладает иными свойствами, и, повидимому, там угол ψ не влияет на M_y .

¹ Ф. Ш. Гос, Устойчивость и управляемость самолетов, ОНТИ, 1934

Остановимся еще немного на стреловидном крыле. Иногда крыльям придают стреловидность, сдвигая их назад или вперед. Условимся измерять угол стреловидности по углу χ между осью z и линией, идущей через фокусы хорд, т. е. через точки, лежащие на $\frac{1}{4}$ хорды, считая от передней кромки крыла (фиг. 3). Будем считать угол положительным при скосе назад.



Фиг. 3. Стреловидное крыло.

Если путевой устойчивостью крыла считать устойчивость около нормали к крылу, как это принято в настоящей работе, то стреловидность устойчивости не повысит. При скольжении обтекание одного крыла улучшается, а другого — ухудшается. Там, где обтекание улучшилось, подъемная сила повышается, и при больших углах атаки появляется отрицательное c_t . Тогда, например, при скольжении на левое крыло, при стреле назад мы получим большой момент M_x , накреняющий направо, и момент от c_t , заворачивающий направо; такое направление действия моментов способствует неустойчивости. При стреле вперед моменты будут обратными.

Таким образом стреловидность назад соответствует как бы увеличению поперечного угла ψ , а стреловидность вперед — его уменьшению. Мы сейчас не располагаем материалом для установления эквивалента углов ψ и χ , хотя он и может быть найден. Вообще говоря, придавая крылу стреловидность назад, следует воздерживаться от большого поперечного угла во избежание получения излишних моментов M_x . На простых летающих моделях мы видим как будто бы обратную картину, однако это объясняется плохой профилировкой крыла и очень малым числом Рейнольдса.

МОМЕНТЫ M_x и M_y ОТ ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

Для определения этих моментов мы прикладываем силу $Z_{в.о}$ в центре давления вертикального оперения и, умножая ее на плечи, получаем моменты (фиг. 4):

$$M_x = Z_{в.о} y_{в.о}; \quad M_y = -Z_{в.о} x_{в.о}.$$

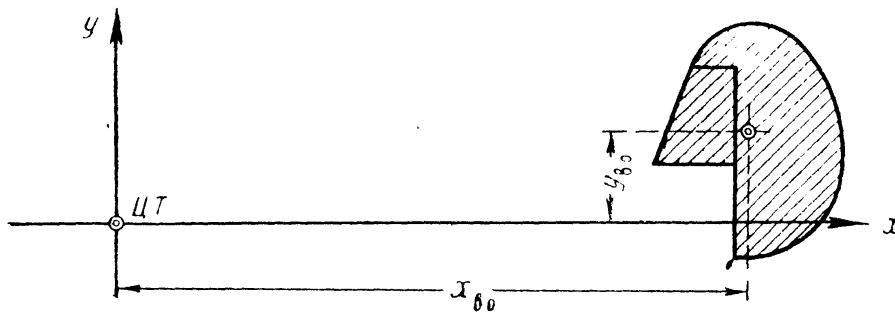
Центр давления берется приблизительно на $\frac{1}{4}$ средней аэродинамической хорды оперения и располагается в центре тяжести

площади оперения.

$$Z_{B.O} = c_z S_{B.O} \frac{\rho V^2}{2}; \quad c_z = -B_{B.O} a_{B.O};$$

$$M_y = B_{B.O} \cdot a_{B.O} \cdot S_{B.O} \cdot x_{B.O} \cdot \frac{\rho V_{B.O}^2}{2}; \quad M_x = -M_y \frac{V_{B.O}}{x_{B.O}};$$

$$c_{My} = \frac{S_{B.O} \cdot x_{B.O}}{S \cdot l} \left(\frac{V_{B.O}}{V} \right)^2 B_{B.O} a_{B.O}.$$



Фиг. 4. Плечи вертикального оперения.

При планировании $a_{B.O}$ равно скольжению β , хотя, вообще говоря, у вертикального оперения от фюзеляжа получается скос потока. Действие скоса потока можно включить в величину $\left(\frac{V_{B.O}}{V} \right)^2$. Неопределенность величин скоса потока от фюзеляжа и торможения скорости приводит к тому, что момент от вертикального оперения не может быть рассчитан с достаточной точностью, и приходится прибегать к продувке всей модели на c_{My} . Величину $\left(\frac{V_{B.O}}{V} \right)^2_{пл}$, т. е. для планирования, нужно брать не более 0,7 — 0,8, а для моторного полета вводить еще множитель $(1 + 2B_B)$, где $B_B = \frac{P}{\rho \cdot F \cdot V^2}$ (P — тяга винта, F — ометаемая площадь). Кроме того, в моторном полете нужно еще учесть скос потока от струи винта; его мы получим, сложив геометрически скорость потока со скоростью, сообщенной винтом в направлении оси x :

$$\Delta \alpha_B = \left(1 - \frac{1}{\sqrt{1 + 2B_B}} \right) \cdot \beta;$$

$$a_{B.O} = \beta - \Delta \alpha_B = \frac{\beta}{\sqrt{1 + 2B_B}}.$$

В результате для моторного полета получим:

$$c_{My} = \frac{S_{B.O} \cdot x_{B.O}}{S \cdot l} \left(\frac{V_{B.O}}{V} \right)^2_{пл} \cdot \sqrt{1 + 2B_B} \cdot B_{B.O} \cdot \xi.$$