

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П.КОРОЛЕВА»

В. В. Васильев, Л. В. Морозов, В. Г. Шахов

РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Учебное пособие

Самара 2005

УДК 629.735

В.В. Васильев, Л.В. Морозов, В.Г. Шахов. Расчет аэродинамических характеристик ракет-носителей: Учеб. пособие /Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара. 2005. 88 с.

ISBN 5-7883-0329-X

В учебном пособии даны содержание, порядок выполнения и требования к оформлению курсовой работы по аэрогазогидродинамике для специальности 130600 и по аэрогазодинамике для специальности 130700, приведены формулы, таблицы и графики, позволяющие рассчитывать аэродинамические характеристики современных ракет-носителей.

Пособие предназначено для студентов и преподавателей высших учебных заведений.

Табл. 5. Ил. 44. Библиогр.: 5 назв.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета.

Рецензенты: д-р техн. наук В.Л. Балакин,
канд. техн. наук О.Г. Лагно.

ISBN 5-7883-0329-X

© В.В. Васильев, Л.В. Морозов,
В.Г. Шахов, 2005.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2005.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	5
1. ФОРМИРОВАНИЕ РАСЧЕТНОЙ СХЕМЫ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ	7
2. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ	9
3. КОЭФФИЦИЕНТ ТРЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ	12
3.1. Состав коэффициента трения летательного аппарата	12
3.2. Коэффициент сопротивления трения корпуса	12
3.3. Коэффициент сопротивления трения ускорителя	14
3.4. Коэффициент сопротивления трения крыла	17
4. КОЭФФИЦИЕНТ СОПРОТИВЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ	19
4.1. Состав коэффициента сопротивления давления летательного аппарата	19
4.2. Коэффициент сопротивления давления носовых частей	19
4.3. Коэффициент сопротивления давления кормовых частей	25
4.4. Коэффициент сопротивления давления донной части	27
4.5. Коэффициент сопротивления давления крыла	30
4.5.1. Критическое число Маха профиля и крыла	30
4.5.2. Коэффициент волнового сопротивления крыла при нулевом угле атаки	31
4.5.3. Коэффициент донного сопротивления крыла при нулевом угле атаки	37

5. ПРОИЗВОДНАЯ ПО УГЛУ АТАКИ КОЭФФИЦИЕНТА НОРМАЛЬНОЙ СИЛЫ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ	38
5.1. Состав производной по углу атаки коэффициента нормальной силы летательного аппарата	38
5.2. Производная по углу атаки коэффициента нормальной силы изолированного корпуса	38
5.3. Производная по углу атаки коэффициента нормальной силы изолированного крыла	44
5.4. Производная по углу атаки коэффициента нормальной силы крыла в присутствии корпуса с учетом интерференции	47
6. ПРОИЗВОДНАЯ ПО УГЛУ АТАКИ КОЭФФИЦИЕНТА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ	52
7. КОЭФФИЦИЕНТ СИЛЫ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ	54
7.1. Состав коэффициента силы лобового сопротивления летательного аппарата	54
7.2. Коэффициент индуктивного сопротивления корпуса	54
7.3. Коэффициент индуктивного сопротивления ускорителя	56
7.4. Коэффициент индуктивного сопротивления крыла	57
7.5. Коэффициент силы лобового сопротивления летательного аппарата при наличии крыла с заостренной передней кромкой	57
8. КООРДИНАТА ФОКУСА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ	60
8.1. Определение фокуса летательного аппарата	60
8.2. Состав координаты фокуса летательного аппарата	60
8.3. Координата фокуса корпуса летательного аппарата	61
8.4. Координата фокуса ускорителя летательного аппарата	65
8.5. Координата фокуса крыла летательного аппарата	65
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	71
Приложение 1	72
Приложение 2	74
Приложение 3	75

ВВЕДЕНИЕ

Целью курсовой работы является приобретение студентами навыков практического использования знаний по курсу аэродинамики летательных аппаратов в процессе самостоятельной работы со специальной и справочной литературой по аэродинамике при определении аэродинамических характеристик летательного аппарата.

Задачей курсовой работы является определение расчетным путем аэродинамических характеристик летательного аппарата в заданном диапазоне чисел Маха, углов атаки и высот полета с привлечением экспериментальных данных. Эти характеристики являются исходными данными для формирования траектории полета летательного аппарата, исследования его устойчивости и управляемости.

Аэродинамические характеристики определяются для следующих дискретных значений параметров :

- для значений чисел Маха набегающего невозмущенного потока M_∞
0,1; 0,3; 0,5; 0,7; 0,9; 1,0; 1,1; 1,3; 1,5; 2,0; 2,5; 3,0; 3,5; 4,0; 4,5; 5,0,
- для значений высоты h полета ракеты-носителя
0 км; 10 км; 20 км; 30 км; 40 км; 60 км,
- для значения углов атаки α ракеты-носителя
 0° , 2° , 4° , 6° .

В работе должны быть представлены следующие графические зависимости:

- зависимость коэффициента сопротивления трения летательного аппарата от числа Маха и высоты полета $c_{x \text{ тр}}(M_\infty, h)$;

- зависимость производной по углу атаки коэффициента подъемной силы летательного аппарата от числа Маха для высоты полета 10 км $c_{y_a}^\alpha(M_\infty)$;

- зависимость коэффициента лобового сопротивления летательного аппарата от числа Маха и угла атаки для высоты полета 10 км $c_{x_a}(M_\infty, \alpha)$;

- зависимость координаты фокуса летательного аппарата от числа Маха $x_F(M_\infty)$.

- зависимость силы лобового сопротивления и подъемной силы от числа Маха для высоты полета 10 км и углов атаки $\alpha = 0^\circ, 2^\circ$ и 4° $X_a(M_\infty)$ и $Y_a(M_\infty)$.

1. ФОРМИРОВАНИЕ РАСЧЕТНОЙ СХЕМЫ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Типичную ракету-носитель и баллистическую ракету можно рассматривать как совокупность корпуса летательного аппарата, одного или нескольких типов ускорителей в виде боковых блоков и одного или нескольких типов крыльев. Боковые блоки располагаются вне корпуса летательного аппарата и их носовые части не обтекаются пограничным слоем, образованным на корпусе летательного аппарата.

Методика расчета аэродинамических характеристик летательного аппарата основана на предположении осесимметричной формы его корпуса и ускорителей. Расчет аэродинамических характеристик ускорителей выполняется по методике, полностью аналогичной методике расчета аэродинамических характеристик корпуса. В связи с этим при формировании расчетной схемы летательного аппарата его корпус и ускорители заменяются эквивалентными телами вращения. Эквивалентный диаметр такого тела вращения в каждом поперечном сечении корпуса и ускорителя определяется исходя из равенства площади его поперечного сечения и площади соответствующего поперечного сечения корпуса или ускорителя реального летательного аппарата:

$$D_{э к в} = (4S/\pi)^{0,5},$$

где S – площадь поперечного сечения реальной конструкции корпуса или ускорителя.

На рис. 1.1 и 1.2 показаны некоторые возможные варианты формирования расчетной схемы летательного аппарата. На рис. 1.1 приведен вариант расчетной конфигурации, формируемой в виде тела вращения с учетом эквивалентного диаметра, а на рис. 1.2 вариант расчетной конфигурации, формируемой в виде изолированного корпуса и двух изолированных ускорителей.

В качестве площади миделя летательного аппарата S_M принимается максимальная площадь поперечного сечения летательного аппарата.

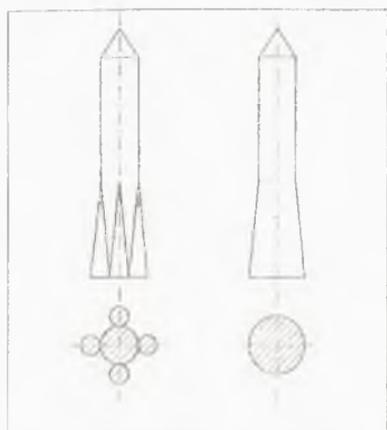


Рис. 1.1. Вариант расчетной схемы летательного аппарата в форме эквивалентного корпуса как тела вращения

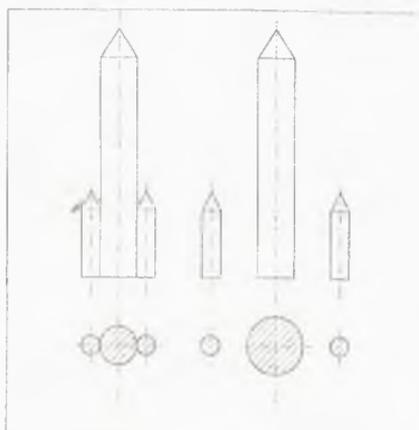


Рис. 1.2. Вариант расчетной схемы летательного аппарата в форме изолированных корпуса и ускорителей

2. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Ракета-носитель представляет собой совокупность корпуса, N ускорителей и n крыльев. Продольная и нормальная аэродинамические силы, действующие на летательный аппарат, представляют собой суммы продольных сил и нормальных сил его отдельных частей:

$$X = X_{\text{корп}} + N X_{\text{у}} + n X_{\text{кр}},$$

$$Y = Y_{\text{корп}} + N Y_{\text{у}} + 0,5 n Y_{\text{кр}},$$

где $X_{\text{корп}}$, $X_{\text{у}}$, $X_{\text{кр}}$ – продольные силы корпуса, ускорителя и крыла,

$Y_{\text{корп}}$, $Y_{\text{у}}$, $Y_{\text{кр}}$ – нормальные силы корпуса, ускорителя и крыла.

В этих формулах под крылом понимается несущая поверхность, составленная из двух консолей. Силу сопротивления создают все крылья. Нормальную силу создает только половина крыльев, а остальные работают как вертикальное оперение.

На основании формул экспериментальной аэродинамики выражения сил представляются в виде

$$c_x q_{\infty} S_M = c_{x \text{ корп}} q_{\infty} S_{M \text{ корп}} + N c_{x \text{ у}} q_{\infty} S_{M \text{ у}} + n c_{x \text{ кр}} q_{\infty} S_{\text{кр}},$$

$$c_y q_{\infty} S_M = c_{y \text{ корп}} q_{\infty} S_{M \text{ корп}} + N c_{y \text{ у}} q_{\infty} S_{M \text{ у}} + 0,5 n c_{y \text{ кр}} q_{\infty} S_{\text{кр}},$$

где c_x , c_y – коэффициенты продольной силы и нормальной силы аппарата;

$c_{x \text{ корп}}$, $c_{x \text{ у}}$, $c_{x \text{ кр}}$ – коэффициенты продольных сил изолированных корпуса, ускорителя и крыла соответственно;

$c_{y \text{ корп}}$, $c_{y \text{ у}}$, $c_{y \text{ кр}}$ – коэффициенты нормальных сил изолированных корпуса и ускорителя и нормальной силы крыла;

$S_{M \text{ корп}}$, $S_{M \text{ у}}$, $S_{\text{кр}}$ – площади миделя корпуса, ускорителя и площадь крыла соответственно;

q_{∞} – скоростной напор невозмущенного потока.

Значения коэффициентов нормальной силы c_y летательного аппарата, его корпуса, ускорителей и крыльев и производных этих коэффициентов по углу атаки c_y^{α} в диапазоне малых углов атаки α связаны между собой соотношением $c_y = c_y^{\alpha} \alpha$. Кроме того, производ-

ные коэффициентов нормальной силы крыльев в присутствии корпуса $c_{y \text{ кр}}^\alpha$ возрастают по сравнению с производными коэффициентов нормальной силы изолированных крыльев $c_{y \text{ из кр}}^\alpha$ и определяются по соотношению $c_{y \text{ кр}}^\alpha = c_{y \text{ из кр}}^\alpha K_{\alpha\alpha}$ с учетом коэффициента интерференции $K_{\alpha\alpha}$. Поэтому выражения для коэффициента продольной силы летательного аппарата c_x и производной его коэффициента нормальной силы по углу атаки $c_{y \text{ кр}}^\alpha$ определяются следующим образом:

$$c_x = c_{x \text{ корп}} (S_{M \text{ корп}}/S_M) + N c_{x \text{ у}} (S_{M \text{ у}}/S_M) + n c_{x \text{ кр}} (S_{\text{кр}}/S_M),$$

$$c_{y \text{ кр}}^\alpha = c_{y \text{ корп}}^\alpha (S_{M \text{ корп}}/S_M) + N c_{y \text{ у}}^\alpha (S_{M \text{ у}}/S_M) + 0,5 n c_{y \text{ из кр}}^\alpha K_{\alpha\alpha} (S_{\text{кр}}/S_M),$$

где $c_{y \text{ кр}}^\alpha$, $c_{y \text{ корп}}^\alpha$, $c_{y \text{ у}}^\alpha$, $c_{y \text{ из кр}}^\alpha$ - производные коэффициентов нормальной силы по углу атаки соответственно аппарата, изолированных корпуса, ускорителя и крыла соответственно.

Коэффициент продольной силы при нулевом угле атаки $c_{x0}(M_\infty)$ состоит из коэффициентов трения и давления:

$$c_{x0}(M_\infty) = c_{x \text{ тр}} (M_\infty) + c_{x \text{ д}} (M_\infty).$$

Коэффициенты трения и давления определяются через их составляющие для отдельных частей аппарата:

$$c_{x \text{ тр}} = c_{x \text{ тр корп}} (S_{M \text{ корп}}/S_M) + N c_{x \text{ тр у}} (S_{M \text{ у}}/S_M) + n c_{x \text{ тр кр}} (S_{\text{кр}}/S_M),$$

$$c_{x \text{ д}} = c_{x \text{ д корп}} (S_{M \text{ корп}}/S_M) + N c_{x \text{ д у}} (S_{M \text{ у}}/S_M) + n c_{x \text{ д кр}} (S_{\text{кр}}/S_M),$$

где $c_{x \text{ тр корп}}$, $c_{x \text{ тр у}}$, $c_{x \text{ тр кр}}$ - коэффициенты трения корпуса, ускорителя и крыла;

$c_{x \text{ д корп}}$, $c_{x \text{ д у}}$, $c_{x \text{ д кр}}$ - коэффициенты давления корпуса, ускорителя и крыла.

При ненулевых значениях угла атаки $\alpha \neq 0$ коэффициент продольной силы зависит как от числа Маха, так и от угла атаки:

$$c_x (M_\infty, \alpha) = c_{x0}(M_\infty) + \Delta c_x(\alpha), \quad c_{x0}(M_\infty) = c_x(M_\infty, 0).$$

Значения коэффициентов лобового сопротивления $c_{x \text{ а}}$ и подъемной силы $c_{y \text{ а}}$ летательного аппарата при нулевом угле скольжения $\beta=0$ связаны с коэффициентами продольной силы c_x , нормальной силы c_y и углом атаки α соотношениями

$$c_{x a} = c_x \cos \alpha + c_y \sin \alpha,$$

$$c_{y a} = -c_x \sin \alpha + c_y \cos \alpha.$$

При малых значениях углов атаки, выраженных в радианах, для которых справедливы приближенные равенства

$$\sin \alpha = \alpha \text{ и } \cos \alpha = 1,$$

эти соотношения принимают вид

$$c_{x a} = c_x + c_y \alpha,$$

$$c_{y a} = -c_x \alpha + c_y.$$

Учитывая линейную зависимость коэффициентов нормальной силы и подъемной силы от угла атаки и выражение коэффициента продольной силы

$$c_y(M_\infty, \alpha) = c_y^\alpha(M_\infty) \alpha, \quad c_x(M_\infty, \alpha) = c_{x0}(M_\infty) + \Delta c_x(M_\infty, \alpha),$$

коэффициенты $c_{x a}$ и $c_{y a}^\alpha$ представляются следующим образом:

$$c_{x a}(M_\infty, \alpha) = c_{x0}(M_\infty) + c_y^\alpha(M_\infty) \alpha^2 + \Delta c_x(M_\infty, \alpha) \alpha,$$

$$c_{y a}^\alpha(M_\infty, \alpha) = -c_{x0}(M_\infty) - \Delta c_x(M_\infty, \alpha) + c_y^\alpha(M_\infty).$$

Коэффициент лобового сопротивления летательного аппарата $c_{x a}(M, \alpha)$ представляет собой сумму двух коэффициентов:

$$c_{x a}(M_\infty, \alpha) = c_{x0}(M_\infty) + c_{x ai}(M_\infty, \alpha),$$

$$c_{x ai}(M_\infty, \alpha) = c_y^\alpha(M_\infty) \alpha^2 + \Delta c_x(M_\infty, \alpha) \alpha,$$

где $c_{x0}(M_\infty)$ - коэффициент лобового сопротивления летательного аппарата при нулевом угле атаки;

$c_{x ai}(M_\infty, \alpha)$ - коэффициент индуктивного сопротивления летательного аппарата.

Таким образом, чтобы определить аэродинамические коэффициенты летательного аппарата, необходимо определить аэродинамические коэффициенты его отдельных частей.

3. КОЭФФИЦИЕНТ ТРЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ

3.1. Состав коэффициента трения летательного аппарата

Коэффициент продольной силы трения летательного аппарата определяется через его составляющие для отдельных частей аппарата:

$$c_{x \text{ тр}} = c_{x \text{ тр корп}} (S_{M \text{ корп}}/S_M) + N c_{x \text{ тр у}} (S_{M \text{ у}}/S_M) + n c_{x \text{ тр кр}} (S_{\text{кр}}/S_M),$$

где $c_{x \text{ тр корп}}$, $c_{x \text{ тр у}}$, $c_{x \text{ тр кр}}$ - коэффициенты трения корпуса, ускорителя и крыла;

$S_{M \text{ корп}}$, $S_{M \text{ у}}$, $S_{\text{кр}}$, S_M - площади миделя корпуса, ускорителя, площадь крыла и площадь миделя летательного аппарата;

N , n - количество ускорителей и крыльев летательного аппарата.

3.2. Коэффициент сопротивления трения корпуса

Пренебрегая влиянием на силу трения кривизны поверхности и наклоном ее отдельных элементов к оси корпуса; коэффициент трения представляется в виде

$$c_{x \text{ тр корп}} = c_{fM=0} = 0 \eta_M F_{\text{корп}}/S_{M \text{ корп}}, \quad (3.1)$$

где $c_{fM=0}$ - коэффициент трения одной стороны плоской пластины в несжимаемом потоке;

η_M - коэффициент влияния сжимаемости воздуха на сопротивление трения;

$F_{\text{корп}}$ - площадь боковой поверхности корпуса, безотрывно обтекаемая пограничным слоем, без учета площади донного сечения.

Удвоенный коэффициент трения $2 c_{fM=0}$ может быть приближенно определен по рис. 3.1 в зависимости от относительной координаты \bar{x}_T : точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный.

Более точно удвоенный коэффициент трения $2 c_{fM=0}$ определяется по формулам в зависимости от числа Рейнольдса Re и относительной координаты точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный \bar{x}_T

- для ламинарного пограничного слоя при значениях чисел Рейнольдса в диапазоне $Re \leq 485000$

$$2 c_{fM=0} = 2,656/(Re)^{0,5}, \quad (3.2)$$

- для турбулентного пограничного слоя при значениях чисел Рейнольдса в диапазоне $Re \geq 10^7$

$$2 c_{fM=0} = 0,91/(\lg Re)^{2,58}, \quad (3.3)$$

- для смешанного пограничного слоя при значениях чисел Рейнольдса в диапазоне $48500 < Re < 10^7$

$$2c_{fM=0} = 0,91/(\lg Re)^{2,58} [1 - \bar{x}_T + (40 \bar{x}_T^{0,625})/Re^{0,375}]^{0,8}. \quad (3.4)$$

Число Рейнольдса определяется по длине корпуса $L_{\text{корп}}$:

$$Re = a_{\infty} M_{\infty} L_{\text{корп}}/v, \quad (3.5)$$

где a_{∞} - скорость звука на заданной высоте,

v - коэффициент кинематической вязкости.

Скорость звука и коэффициент кинематической вязкости определяются по таблице стандартной атмосферы в зависимости от высоты полета летательного аппарата (Приложение 1).

Относительная координата точки перехода \bar{x}_T определяется по формуле как наименьшая величина из двух указанных в фигурных скобках:

$$\bar{x}_T = \min \{ (10^n/Re), (L_{H1}/L_{\text{корп}}) \}, \quad (3.6)$$

$$n = 5 + G_1(M_{\infty}) [1 - G_2(Re)/G_3(M_{\infty})]^{0,5}, \quad (3.7)$$

$$G_1(M_{\infty}) = 1,3 + 0,6 M_{\infty}(1 - 0,25 M_{\infty}^2),$$

$$G_2(Re) = \lg |(h_{\text{ш}}/L_{\text{корп}}) Re - 1|,$$

$$G_3(M_{\infty}) = (2,2 + 0,766 M_{\infty}^2)/(1 + 0,312 M_{\infty}^2),$$

где L_{H1} , м - длина первой носовой части корпуса летательного аппарата;

$h_{\text{ш}}$, м - средняя высота бугорков шероховатости поверхности.

Высота бугорков шероховатости выбирается из табл. 3.1 для различных поверхностей.

Коэффициент η_M определяется по рис. 3.2 для смешанного пограничного слоя. Для полностью ламинарного или турбулентного пограничного слоя коэффициент η_M определяется по формулам:

- для ламинарного режима течения: $\eta_M = (1 + 0,1M_\infty^2)^{-0,125}$,

- для турбулентного режима течения: $\eta_M = (1 + 0,1M_\infty^2)^{-2/3}$.

Приближенно для качественной оценки величины относительной координаты точки перехода \bar{x}_T для корпуса с острой носовой частью пограничный слой на всей его поверхности можно считать полностью турбулентным, а для корпуса с тупой носовой частью – ламинарным на участке носовой части и турбулентным на остальных участках.

При расчете $c_{x \text{ тр корп}}$ корпуса, представляющего собой отдельную носовую часть, необходимо учитывать, что при прочих равных условиях коэффициент трения конуса больше коэффициента трения плоской пластины с хордой, равной длине образующей конуса, в k раз:

$$c_{x \text{ тр корп}} = k c_{fM=0} \eta_M F_{\text{корп}} / S_{M \text{ корп}}$$

Коэффициент k составляет величину 1,73 для ламинарного пограничного слоя и величину 1,17 для турбулентного пограничного слоя.

3.3. Коэффициент сопротивления трения ускорителя

Ускорители представляют собой сочетание цилиндрических и конических поверхностей и поэтому коэффициент трения для них определяется по методике расчета коэффициента трения корпуса.

Коэффициент сопротивления трения ускорителя $c_{x \text{ тр у}}$ находится по формуле

$$c_{x \text{ тр у}} = c_{fM=0} \eta_M F_y / S_{My}$$

где F_y - площадь смоченной боковой поверхности ускорителя,

S_{My} - площадь мидела ускорителя.

Коэффициент трения плоской пластины $c_{fM=0}$ определяется по (3.2)–(3.4).

Число Рейнольдса находится по формуле

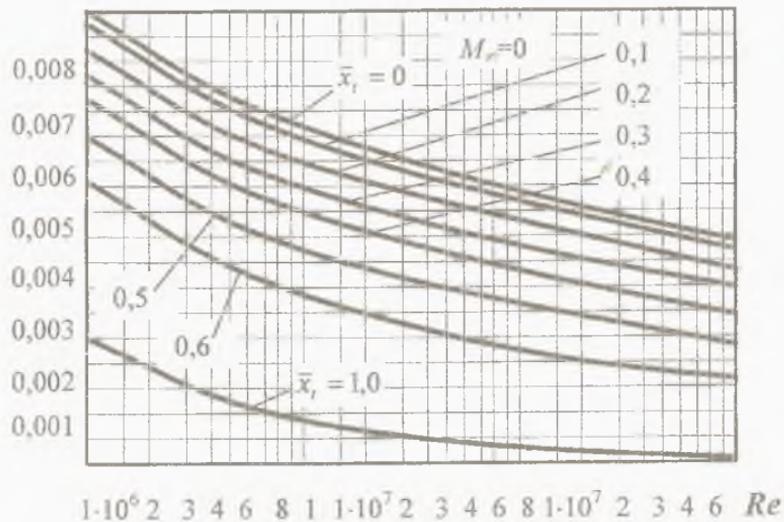
$2c_{fM=0}$ 

Рис. 3.1. Коэффициент трения плоской пластины в несжимаемом потоке

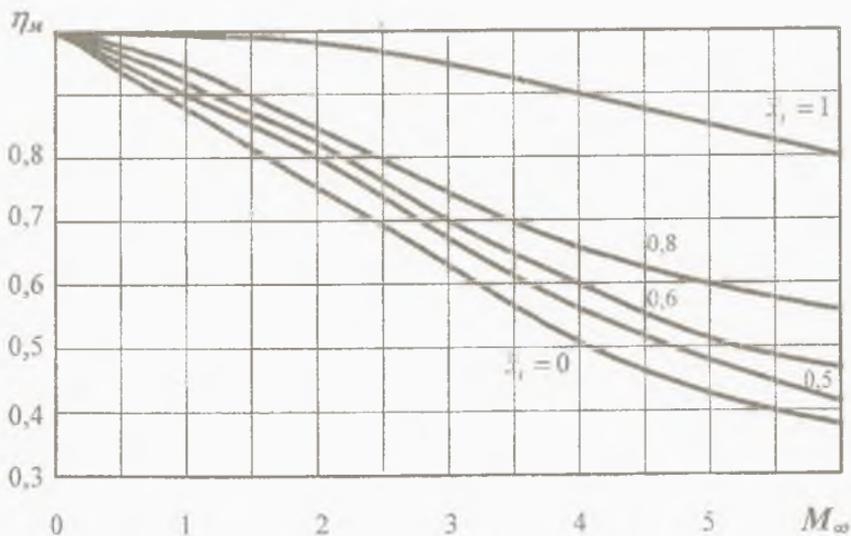


Рис. 3.2 Коэффициент влияния сжимаемости воздуха на силу трения плоской пластины

Характеристики шероховатости поверхности

Характер поверхности	Класс чистоты	Приближенная высота бугорков $h_{ш}$, мкм
Механически обработанные детали	4	40,0
	5	20,0
	6	10,0
	7	6,3
	8	3,2
9	1,6	
Листы дюралюминиевые, анодированные		6...10
Листы дюралюминиевые, окрашенные с помощью пульверизатора		20...30

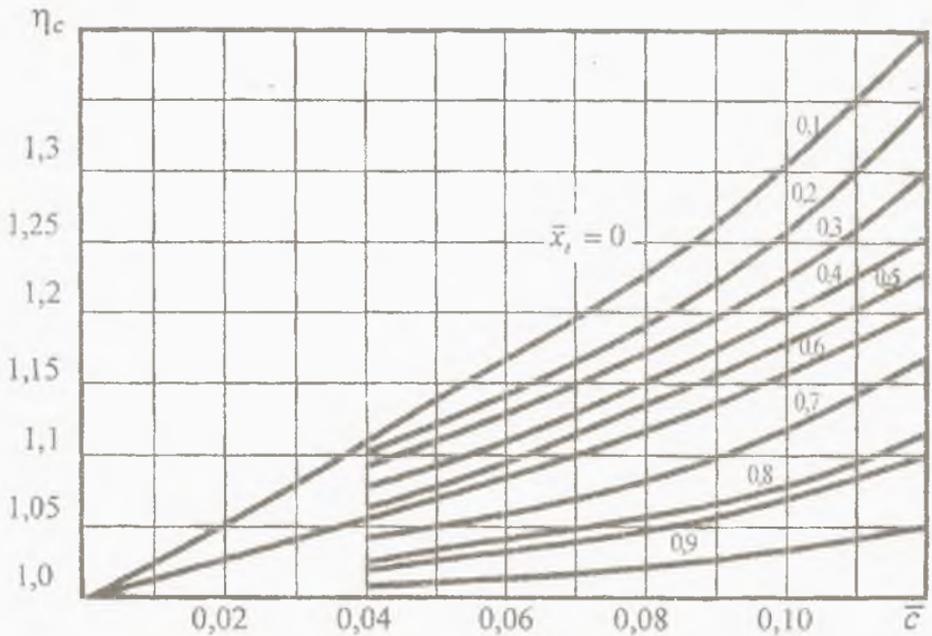


Рис. 3.3 Влияние толщины профиля на коэффициент трения

$$Re = a_{\infty} M_{\infty} L_y / \nu,$$

где L_y - длина ускорителя.

Координата перехода \bar{x}_T определяется по (3.6)-(3.7), в которых вместо параметров $L_{н1}$ и $L_{корп}$ используется длина носовой части ускорителя L_{ny} и длина ускорителя L_y .

3.4. Коэффициент сопротивления трения крыла

Коэффициент сопротивления трения профиля крыла определяется по формуле

$$c_{x \text{ тр кр}} = 2c_{fM=0} \eta_M \eta_C,$$

где η_C - коэффициент влияния относительной толщины \bar{c} профиля крыла.

Величины коэффициентов η_M и η_C определяются соответственно по рис. 3.2 и 3.3.

Для турбулентного пограничного слоя, полностью покрывающего профиль крыла, коэффициент η_C может быть определен также по формуле

$$\eta_C = 1 + 2 \bar{c} + 9 \bar{c}^2.$$

Коэффициент η_M для полностью ламинарного или полностью турбулентного пограничного слоя рассчитывается по формулам так же, как и для корпуса.

Число Рейнольдса определяется по средней хорде крыла

$$Re = a_{\infty} M_{\infty} b_{ср} / \nu, \quad b_{ср} = S_{кр} / l_{кр},$$

где $S_{кр}$ - площадь крыла;

$l_{кр}$ - размах крыла.

Относительная координата \bar{x}_T точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный определяется в следующем порядке.

Сначала определяется координата точки перехода для прямого крыла с нулевым углом стреловидности как минимальное значение из трех величин:

$$\bar{x}_{T\text{пр}} = \min \{ (10^4/\text{Re}), (\bar{x}_c^2 + \bar{x}_f^2)^{0,5}, (\bar{x}_c \bar{x}_f)^{0,5} \},$$

где \bar{x}_c и \bar{x}_f - относительные координаты максимальной толщины и кривизны профиля крыла соответственно.

Показатель степени n определяется по формулам (3.7), в которых вместо длины корпуса $L_{\text{корп}}$ используется величина средней хорды крыла $b_{\text{ср}}$.

Координата точки перехода \bar{x}_T для стреловидного крыла определяется в результате коррекции относительной координаты $\bar{x}_{T\text{пр}}$ с помощью поправочных коэффициентов K_χ и K_p , учитывающих влияние стреловидности крыла и формы его профиля на точку перехода:

$$\bar{x}_T = \bar{x}_{T\text{пр}} K_\chi K_p,$$

$$K_\chi = 1 - 0,951 \sin \chi_0 + 0,047 \sin 3\chi_0 + 0,013 \sin 5\chi_0,$$

где χ_0 - стреловидность по передней кромке крыла.

Величина коэффициента K_p задается в зависимости от формы профиля:

- $K_p = 1$ при условии, что профиль крыла состоит из прямолинейных участков;
- $K_p = 1,2$ при условии, что профиль крыла вышуклый.

4. КОЭФФИЦИЕНТ СОПРОТИВЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ

4.1. Состав коэффициента сопротивления давления летательного аппарата

Коэффициент продольной силы давления летательного аппарата определяется через его составляющие для отдельных частей аппарата:

$$c_{x д} = c_{x д \text{ корп}} (S_{M \text{ корп}}/S_M) + N c_{x д у} (S_{M у}/S_M) + n c_{x д кр} (S_{кр}/S_M),$$

где $c_{x д \text{ корп}}$, $c_{x д у}$, $c_{x д кр}$ - коэффициенты силы сопротивления давления корпуса, ускорителя и крыла;

$S_{M \text{ корп}}$, $S_{M у}$, $S_{кр}$, S_M - площади миделя корпуса, ускорителя, площадь крыла и площадь миделя летательного аппарата;

N , n - количество ускорителей и крыльев летательного аппарата.

4.2. Коэффициент сопротивления давления носовых частей

Сопротивление носовых частей зависит от величины их удлинения и формы контура в продольной плоскости симметрии, проходящей через продольную ось. Значение коэффициента сопротивления давления носовой части $c_{x д н}$ возрастает по мере увеличения чисел Маха от нулевого значения $M_{\infty} = 0$ до значений $M_{\infty} = 1,1 \dots 1,2$, соответствующих присоединению головного скачка уплотнения. При дальнейшем увеличении числа Маха значения коэффициента монотонно убывают в связи с увеличением угла наклона присоединенного скачка и уменьшением потерь энергии в нем. На рис. 4.1–4.4 приведены коэффициенты сопротивления конических, оживальных и некоторых других носовых частей различного удлинения.

При одинаковой величине удлинения носовые части конической формы имеют меньший угол при вершине, чем носовые части ожив-

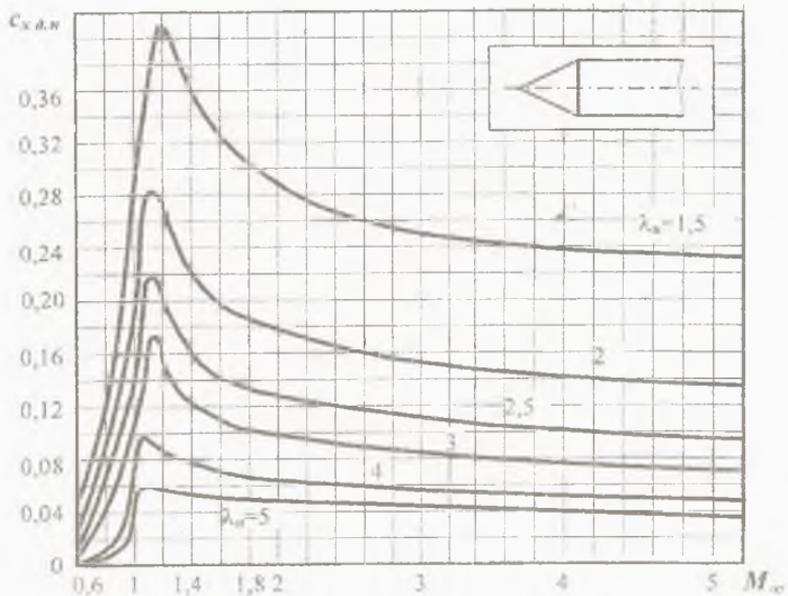


Рис. 4.1. Коэффициент сопротивления давления носовых частей конической формы в зависимости от удлинения и числа Маха

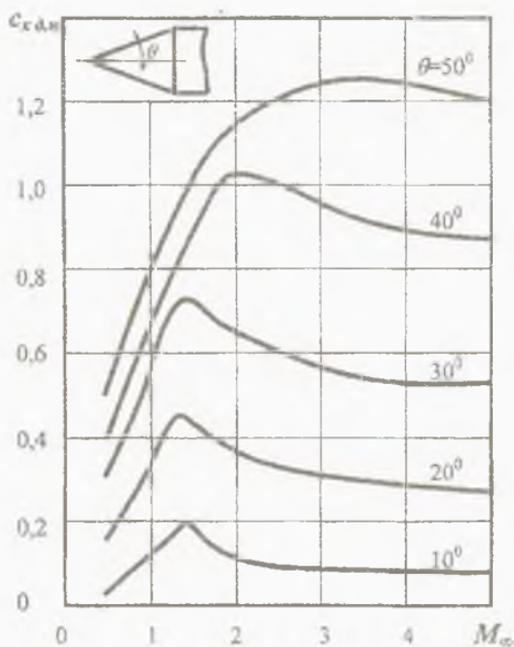


Рис. 4.2. Коэффициент сопротивления давления носовых частей конической формы в зависимости от угла полураствора конуса и числа Маха

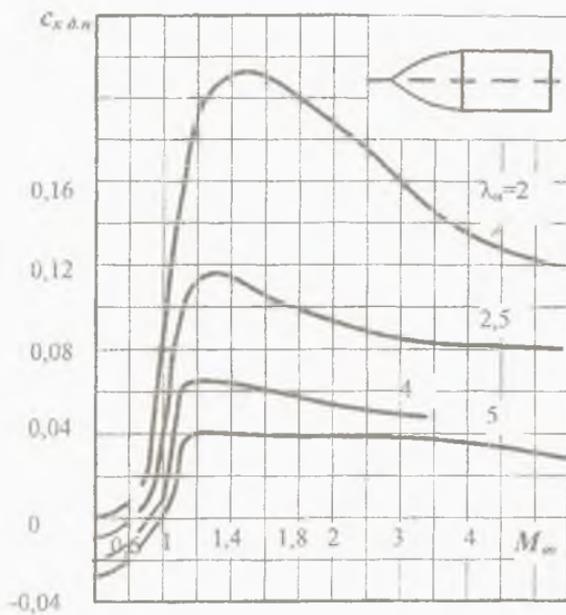


Рис. 4.3. Коэффициент сопротивления носовых частей оживальной формы в зависимости от удлинения и числа Маха

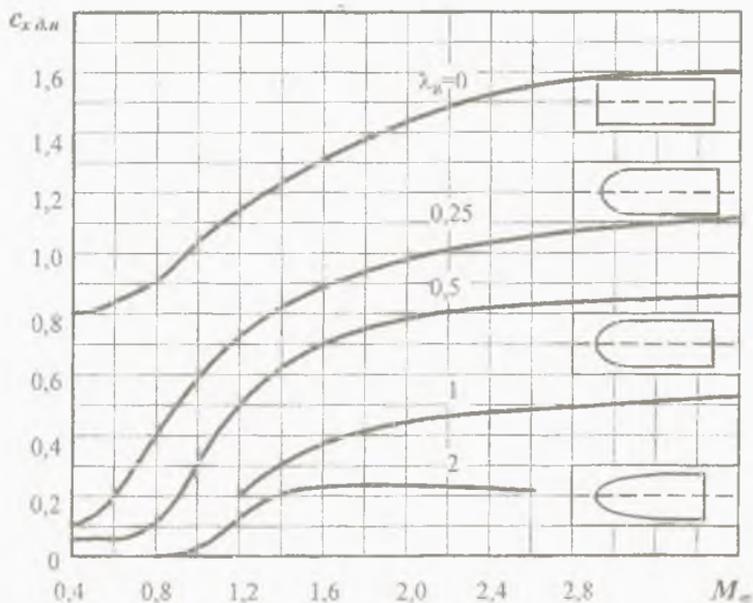


Рис. 4.4. Коэффициент сопротивления давления носовых частей различной формы в зависимости от удлинения и числа Маха

вальной формы. Поэтому присоединение скачка уплотнения к поверхности оживальной носовой части происходит при больших значениях чисел Маха M_∞ по сравнению с носовыми частями конической формы. Меньшее лобовое сопротивление оживальных носовых частей связано с тем, что большие значения давления, приложенного в районе вершины носовой части, воздействуют на небольшую площадь боковой поверхности, а меньшие значения давления, приложенного к остальной части поверхности с меньшим местным углом наклона к невозмущенному потоку, воздействуют на большую площадь. При дозвуковых скоростях воздушного потока, для которых $M_\infty < 0,6$, на некоторых участках носовых частей возникает пониженное давление. Следствием этого является образование подсосывающей силы, направленной против набегающего потока, и сопротивление носовой части оживальной формы становится отрицательным (рис. 4.3).

Коэффициент сопротивления давления носовой части, представляющей собой усеченный конус длиной L'_H со сферическим затуплением радиуса r , определяется по формуле

$$c_{x \text{ д н}} = c'_{x \text{ д н}} (1 - \bar{r}^2 \cos^2 \theta) + c_{x \text{ д сф}} \bar{r}^2,$$

где $c'_{x \text{ д н}}$ - коэффициент сопротивления давления достроенного фиктивного конуса длиной L'_H с вершиной в точке пересечения образующих усеченного конуса;

\bar{r} - относительный радиус сферического затупления;

θ - угол полураствора конуса, измеряемый между осью симметрии и образующей;

$c_{x \text{ д сф}}$ - коэффициент сопротивления давления полусферы с цилиндром.

Достроенный конус имеет удлинение

$$\lambda_H = 1/(2 \operatorname{tg} \theta) = L'_H/D$$

и коэффициент его сопротивления определяется по рис. 4.1 или 4.2.

Относительный радиус затупления \bar{r} определяется как отношение

радиуса сферы затупления r к радиусу цилиндрической части $R = D/2$, следующей за носовой. Коэффициент сопротивления полусферы $c_{x д сф}$ определяется по рис. 4.4 для удлинения $\lambda_{сф} = 0,5$.

Коэффициент сопротивления давления носовой части, которая является усеченным параболоидом вращения или усеченной оживальной частью и имеет сферическое затупление, определяется по формуле

$$c_{x д н} = c'_{x д н} [1 - \bar{r}^2(3,1 - 1,4\bar{r}\cos\theta - 0,7\bar{r}^2\cos\theta)\cos\theta], \quad (4.1)$$

где $c'_{x д н}$ - коэффициент сопротивления давления достроенной носовой части с параболической или оживальной образующей и без затупления.

Удлинение достроенной носовой части с параболической и оживальной образующей принимается одинаковым:

$$\lambda_{п} = (\lambda_{нож} - 0,5\bar{r})/(1 - \bar{r})^{0,5},$$

где $\lambda_{нож}$ - фактическое удлинение затупленной носовой части, определяемое как отношение длины носовой части к ее диаметру у основания.

Коэффициент $c'_{x д н}$ определяется по рис. 4.3.

Угол полураствора конуса θ в (4.1) определяется по формуле

$$\theta = \arctg [(1 - \bar{r})/(\lambda_{нож} - 0,5\bar{r})].$$

Коэффициент сопротивления давления переходников в виде усеченного конуса определяется по формуле

$$c_{x д н} = c'_{x д н}(1 - S_1/S_2),$$

где $c'_{x д н}$ - коэффициент сопротивления давления достроенного конуса;

S_1, S_2 - площади оснований усеченного конуса соответственно с меньшим и большим диаметром.

Коэффициент сопротивления давления носовой части в виде усеченного конуса или оживала с плоским затуплением определяется по формуле

$$c_{x д н} = c'_{x д н} (1 - \bar{r}^2) + c_{x дпт} \bar{r}^2,$$

где $c'_{x_{дн}}$ - коэффициент сопротивления давления доростроенного конуса;

\bar{r} - относительный радиус как отношение радиуса плоского торца r к радиусу цилиндрической части R , следующей за носовой;

$c_{x_{дпт}}$ - коэффициент сопротивления давления цилиндра с плоским торцом радиуса r .

Определение коэффициентов лобового сопротивления по рис. 4.1-4.4 следует проводить следующим образом.

- Для чисел Маха меньше или больше тех, что приведены на рисунках, в качестве коэффициентов сопротивления принимать значения, соответствующие наименьшим и наибольшим значениям чисел Маха, приведенным на рисунках.

- Для углов полураствора θ и удлинения λ , не совпадающих с теми, что приведены на рис. 4.2 и 4.3, при определении коэффициента сопротивления следует проводить линейную интерполяцию по углам и удлинениям.

- Для удлинений λ , не совпадающих с теми, что приведены на рис. 4.1, при определении коэффициента сопротивления следует проводить нелинейную интерполяцию по удлинению. Она заключается в том, что для фиксированных значений числа Маха M_∞ зависимость коэффициента сопротивления давления от удлинения λ представляется в виде параболы второго порядка

$$c_{x_{дн}} = a \lambda^2 + b \lambda + c, \quad (4.2)$$

постоянные коэффициенты которой a , b и c определяются из решения системы трех алгебраических уравнений для трех значений удлинения, приведенных на рис. 4.1 и соответствующих им значений коэффициентов сопротивления давления:

$$c_{x_{дн1}} = a \lambda_1^2 + b \lambda_1 + c,$$

$$c_{x_{дн2}} = a \lambda_2^2 + b \lambda_2 + c,$$

$$c_{x_{дн3}} = a \lambda_3^2 + b \lambda_3 + c.$$

После определения постоянных по соотношению (4.2) вычисляется значение коэффициента сопротивления давления для фиксированного значения числа Маха.

- Для удлинений меньше тех, что приведены на рис. 4.1, коэффициент сопротивления давления следует определять по рис. 4.2 в зависимости от угла полураствора конуса.

- Для удлинений больше тех, что приведены на рис. 4.1, следует проводить линейную экстраполяцию для всех чисел Маха в предположении нулевого значения коэффициента сопротивления давления при удлинении $\lambda = 10$.

4.3. Коэффициент сопротивления давления кормовых частей

Коэффициент сопротивления давления кормовой части зависит от формы образующей ее боковой поверхности и двух параметров - сужения η_k и удлинения λ_k . На рис. 4.5 и 4.6 представлены зависимости коэффициента сопротивления давления кормовых частей от числа Маха M_∞ при различных значениях η_k и λ_k . Приведенные на этих рисунках зависимости справедливы только при небольших (примерно до 20°) углах между касательной к образующей кормовой части и осью тела вращения, при которых сохраняется плавное безотрывное обтекание поверхности пограничным слоем. При более крутых обводах возникает отрыв потока от поверхности кормовой части. В первом приближении можно считать, что часть тела вращения, находящаяся за точкой отрыва потока, не влияет на сопротивление давления тела.

Для выделения из конструктивной кормовой части аппарата аэродинамической кормовой части, безотрывно обтекаемой пограничным слоем, необходимо сделать следующее:

- провести касательную к образующей кормовой части в точке, в которой касательная составит с продольной осью угол 20° (рис. 4.7):

- часть тела за точкой касания отбрасывается;
- для оставшейся части тела определяются условные геометрические параметры кормовой части η_k^* и λ_k^* :

$$\eta_k^* = D_{дн}^* / D, \quad \lambda_k^* = L_k^* / D,$$

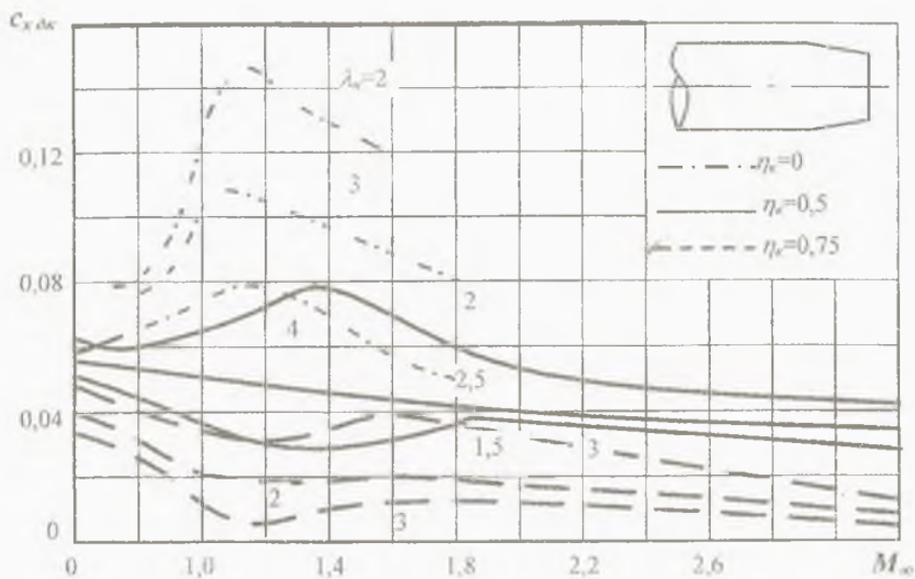


Рис. 4.5 Коэффициент сопротивления кормовой части конической формы

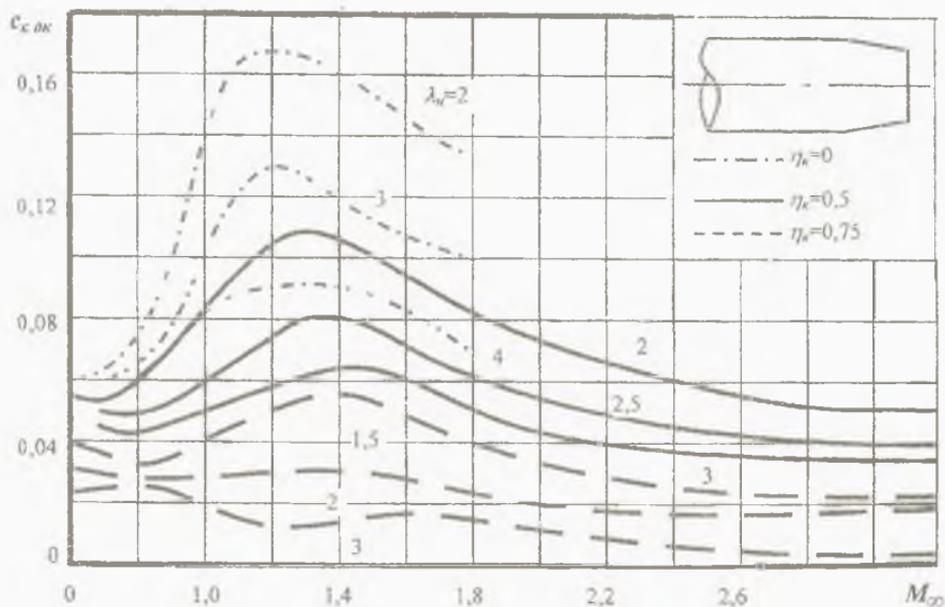


Рис. 4.6 Коэффициент сопротивления кормовой части параболической формы

и по рис. 4.5 или 4.6 определяется коэффициент сопротивления давления кормовой части.

4.4. Коэффициент сопротивления давления донной части

Донное сопротивление обусловлено возникновением разряжения за тупым основанием тела. Величина разряжения зависит от многих факторов, основными из которых являются форма кормовой части, наличие или отсутствие хвостового оперения и реактивной струи двигателя, длина корпуса, состояние пограничного слоя и температура поверхности.

При определении площади донного среза $S_{\text{дн}}$ следует учитывать форму кормовой части. Если касательная к образующей кормовой части наклонена к продольной оси на угол более 20° , то предварительно следует выделить аэродинамическую кормовую часть и найти для нее условные параметры $\eta_{\text{к}}^*$ и $\lambda_{\text{к}}^*$ и условную площадь донного среза $S_{\text{дн}}^*$ (рис. 4.7):

$$S_{\text{дн}}^* = \pi (D_{\text{дн}}^*)^2 / 4.$$

При наличии реактивных струй, вытекающих из m сопел работающего двигателя с диаметром $D_{\text{с}}$ каждого сопла на его срезе, за

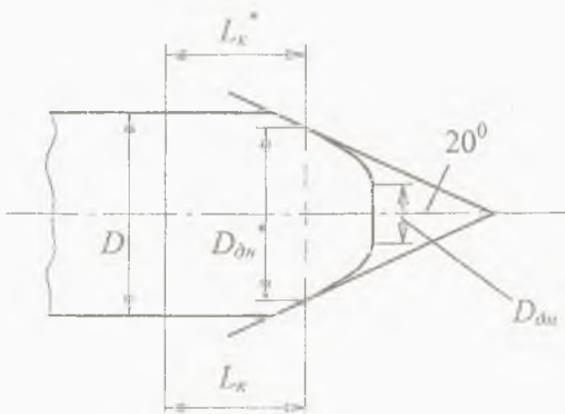


Рис. 4.7. Выделение кормовой части

площадь донной части летательного аппарата, на которую действует воздушный поток, принимается часть площади донного среза:

$$S_{\text{дон}} = S_{\text{дн}} - m S_c.$$

При дозвуковых скоростях полета с числом Маха $M_\infty < 0,8$ коэффициент силы донного сопротивления давления приблизительно определяется по формуле

$$c_{x \text{ д дон}} = (-c_{p \text{ дн}})_{\eta_k = 1} \eta_k S_{\text{дон}} / S_{M \text{ корп}},$$

$$(-c_{p \text{ дн}})_{\eta_k = 1} = 0,0155 / (\lambda_{\text{корп}} c_{f \text{ корп}})^{0,5},$$

где $\lambda_{\text{корп}}$ - удлинение корпуса;

$c_{f \text{ корп}}$ - коэффициент сопротивления трения одной стороны плоской пластины, длина которой равна длине корпуса, с учетом влияния сжимаемости;

η_k - сужение кормовой части.

При дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета с числом Маха $M_\infty \geq 0,8$ коэффициент силы донного сопротивления давления определяется по формуле

$$c_{x \text{ д дон}} = (-c_{p \text{ дн}})_{\eta_k = 1} k_\eta S_{\text{дон}} / S_{M \text{ корп}},$$

где $(-c_{p \text{ дн}})_{\eta_k = 1}$ - коэффициент давления донной части для тел вращения при отсутствии кормовой части;

k_η - коэффициент, учитывающий форму кормовой части.

Коэффициент давления донной части $(-c_{p \text{ дн}})_{\eta_k = 1}$ определяется по рис. 4.8 по зависимости, выбираемой в соответствии с относительной толщиной профиля крыла, расположенного перед донным срезом. Коэффициент k_η определяется по рис. 4.9. Если кормовая часть расширяется ($\eta_k > 1$), то аргумент $(1 - \eta_k) / (2 \lambda_k \eta_k^2)$ имеет отрицательный знак. При этом коэффициент k_η вычисляется по формуле $k_\eta = 2 - k'_\eta$, в которой величина k'_η определяется по рис. 4.9 для положительного значения аргумента $|1 - \eta_k| / (2 \lambda_k \eta_k^2)$, что основано на симметрии кривых относительно точки с координатами (0,1).

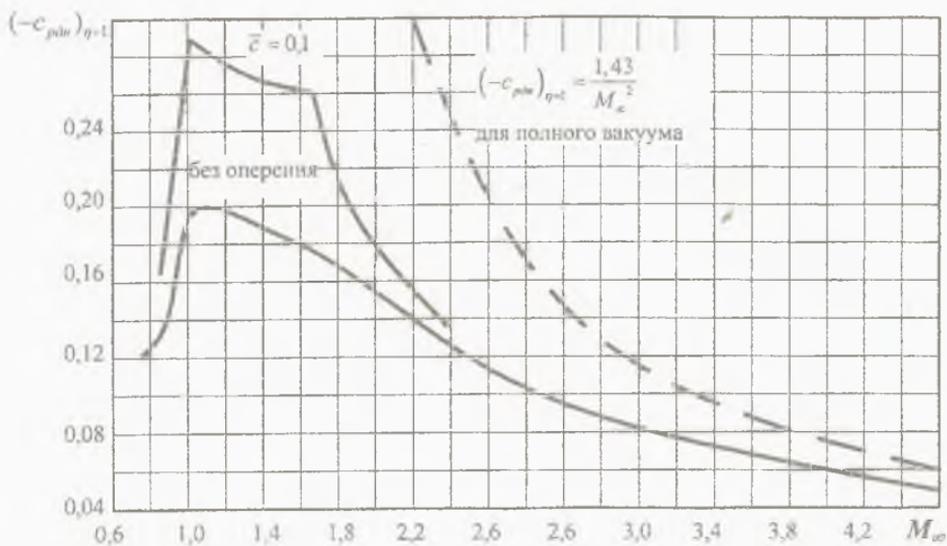


Рис. 4.8. Коэффициент донного давления

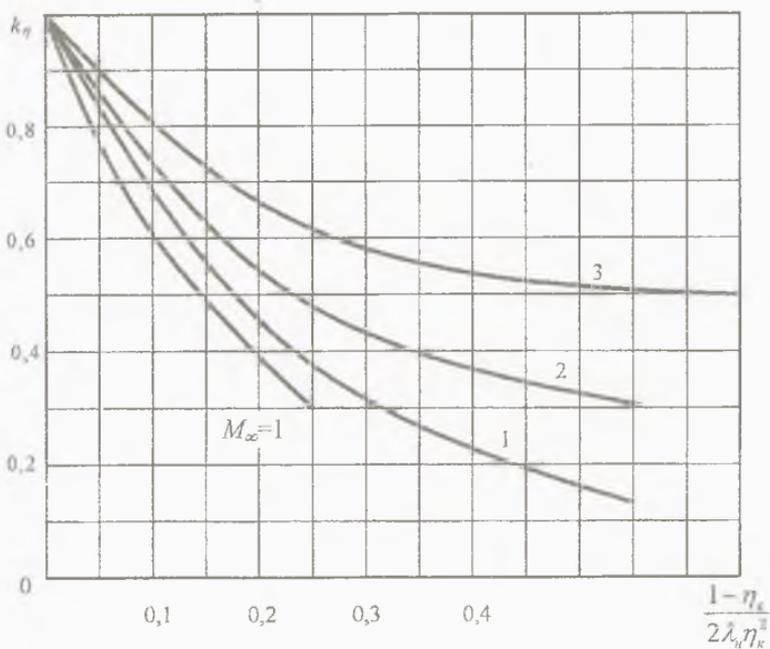


Рис. 4.9. Коэффициент влияния сужения кормовой части

4.5. Коэффициент сопротивления давления крыла

4.5.1. Критическое число Маха профиля и крыла

Критическим числом Маха профиля крыла $M_{кр пр}$ называется такое число Маха невозмущенного потока M_∞ , при котором на профиле возникает прямой скачок уплотнения. Критическим числом Маха крыла $M_{кр}$ называется такое число Маха невозмущенного потока M_∞ , при котором где-либо на крыле впервые возникает скачок уплотнения. При числах Маха, превышающих критическое значение $M_\infty > M_{кр}$, возникает дополнительное сопротивление давления, вызванное скачками уплотнения. Это сопротивление давления называют волновым сопротивлением.

Критическое число Маха крыла $M_{кр}$ приближенно определяется по формуле

$$M_{кр} = M_{кр пр} + \Delta M_\chi + \Delta M_\lambda,$$

где $M_{кр пр}$ - критическое число Маха профиля;

ΔM_χ , ΔM_λ - поправки на стреловидность и конечность удлинения крыла.

Приближенное значение критического числа Маха для профиля крыла определяется по формуле

$$M_{кр пр} = 1 - 0,7\bar{c}^{0,5} - 3,2(\bar{c})^{0,5}(c_{y a})^{1,5},$$

где \bar{c} - относительная толщина профиля крыла;

$c_{y a}$ - коэффициент подъемной силы профиля крыла.

Для ракет-носителей профиль крыла принимается симметричным и поэтому коэффициент подъемной силы профиля равен нулю $c_{y a} = 0$.

Увеличение угла стреловидности приводит к возрастанию критического числа Маха, а увеличение удлинения - к его снижению. Величины соответствующих поправок определяются по формулам

$$\Delta M_\chi = 0,9(\operatorname{tg} \chi_c)^{1,2} (1 - M_{кр пр}) (M_{кр пр} - 0,4),$$

$$\Delta M_\lambda = 0,3(\lambda_{кр})^{-1,5} (1 - M_{кр пр}) (M_{кр пр} - 0,4),$$

где χ_c - угол стреловидности крыла по линии наибольших толщин профиля;

$\lambda_{кр}$ - удлинение крыла.

4.5.2. Коэффициент волнового сопротивления крыла при нулевом угле атаки

При докритических скоростях полета $M_\infty < M_{кр}$ сопротивлением давления тонких крыльев $c_{x д кр}$ можно пренебречь и считать его равным нулю $c_{x д кр} = 0$. При закритических скоростях полета $M_\infty \geq M_{кр}$ это сопротивление следует рассчитывать как волновое $c_{x д кр} = c_{x в0}$. По теории крыльев конечного размаха в сверхзвуковом потоке коэффициент волнового сопротивления при $\alpha = 0$ является достаточно сложной функцией ряда параметров:

$$c_{x в0}/(\lambda_{кр} \bar{c}^2) = f\{\lambda_{кр}|M_\infty^2 - 1|^{0,5}, \lambda_{кр} \text{tg} \chi_c; \lambda_{кр}(\bar{c})^{1/3}, \eta_{кр}\},$$

где $\eta_{кр}$ - сужение крыла.

На рис. 4.10–4.12 приведены зависимости $c_{x в0}/(\lambda_{кр} \bar{c}^2)$ для трапециевидных крыльев с ромбовидным профилем. Из приведенных зависимостей видно, что при $\lambda_{кр} \text{tg} \chi_c = 0$ в районе числа Маха $M_\infty = 1$ значительное влияние на сопротивление оказывает параметр $\lambda_{кр} \bar{c}^{1/3}$, что следует из трансзвуковых правил подобия.

Коэффициент волнового сопротивления $c_{x в0}$ крыльев с произвольным симметричным профилем определяется по формуле

$$c_{x в0} = (c_{x в0})_{ромб} [1 + \varphi(K - 1)].$$

Коэффициент $(c_{x в0})_{ромб}$ определяется по рис. 4.10–4.12, причем угол стреловидности χ_c измеряется по линии максимальных толщин крыла с данным неромбовидным профилем. Коэффициент φ определяется по рис. 4.13. Коэффициент формы K определяется по табл. 4.1.

$$\frac{c_{\text{вол}}}{\lambda_{\text{сп}} \bar{c}^2}$$

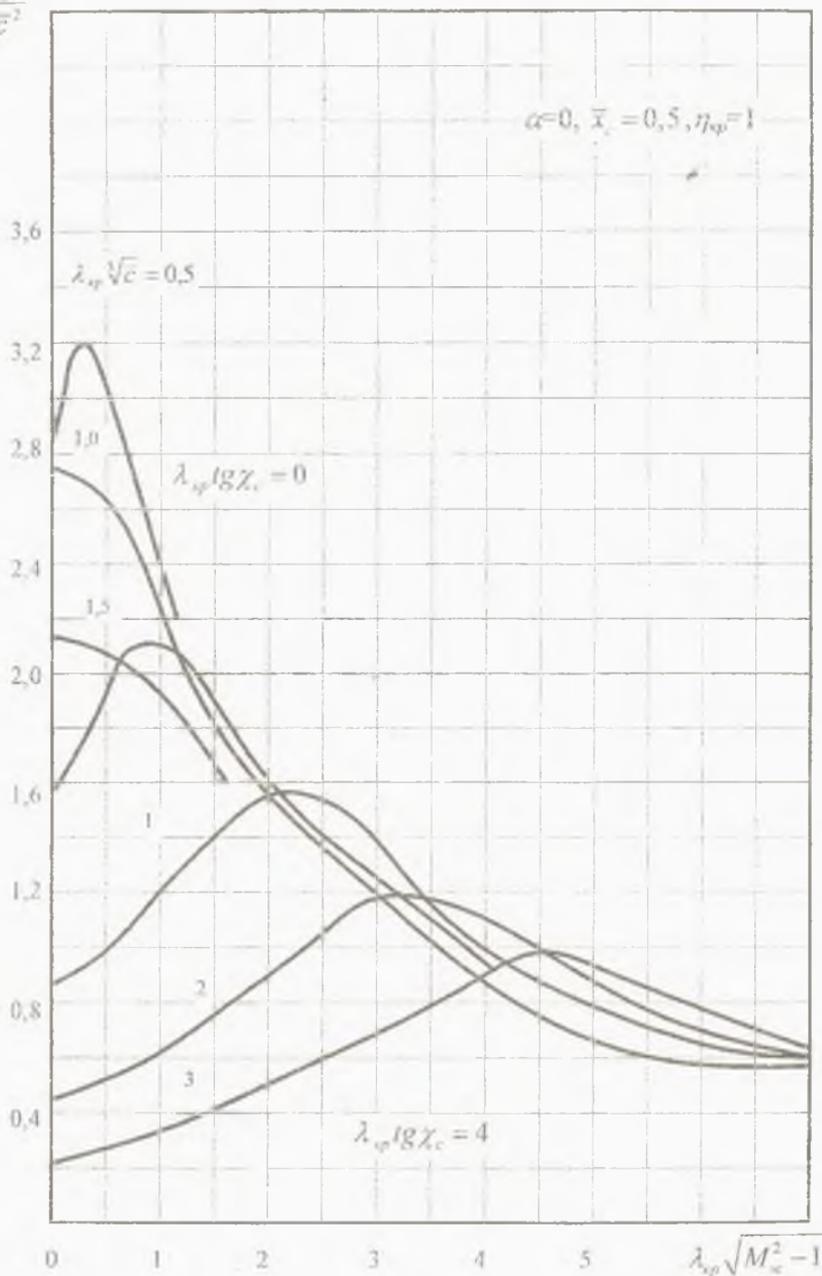


Рис 4.10. Волновое сопротивление трапециевидных крыльев с ромбовидным профилем

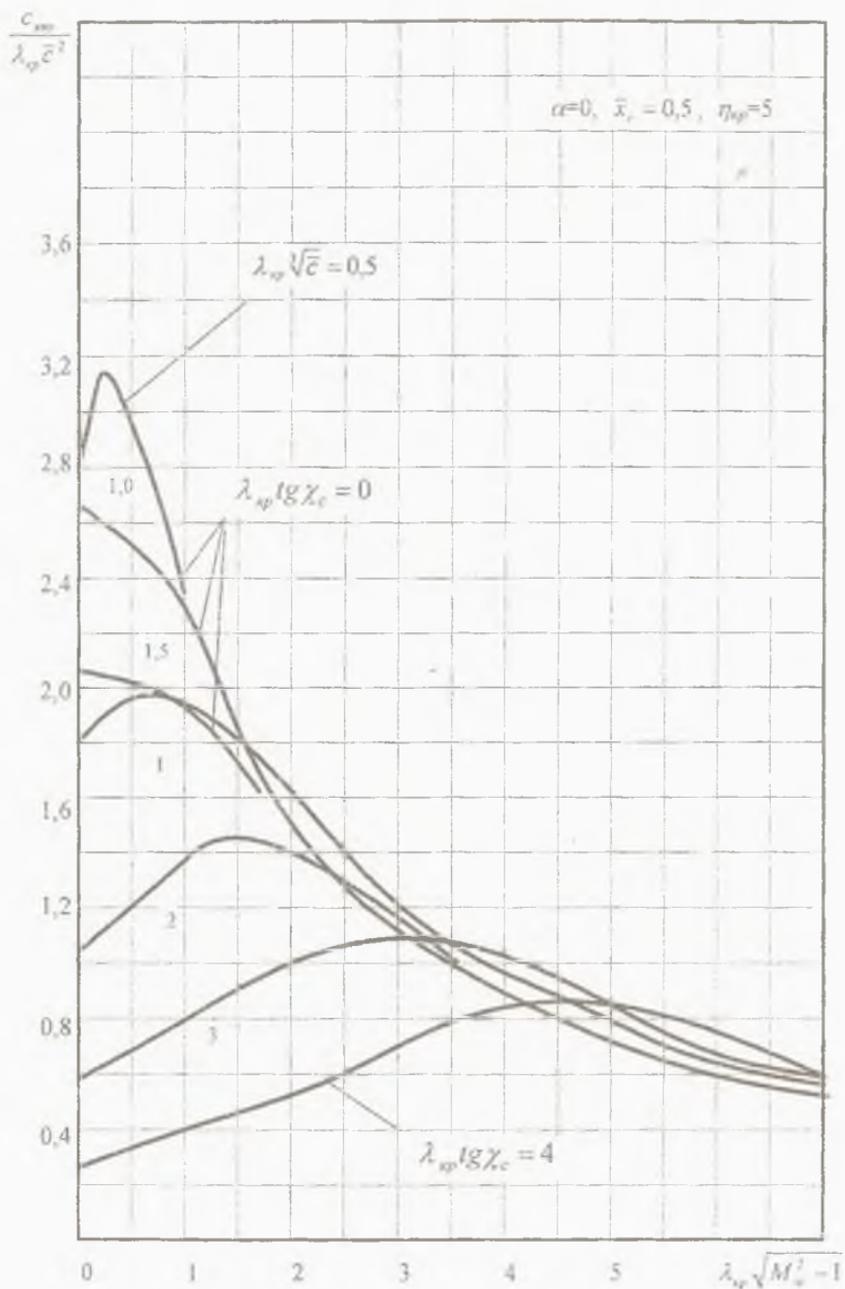


Рис. 4.11. Волновое сопрогивление трапециевидных крыльев с ромбовидным профилем

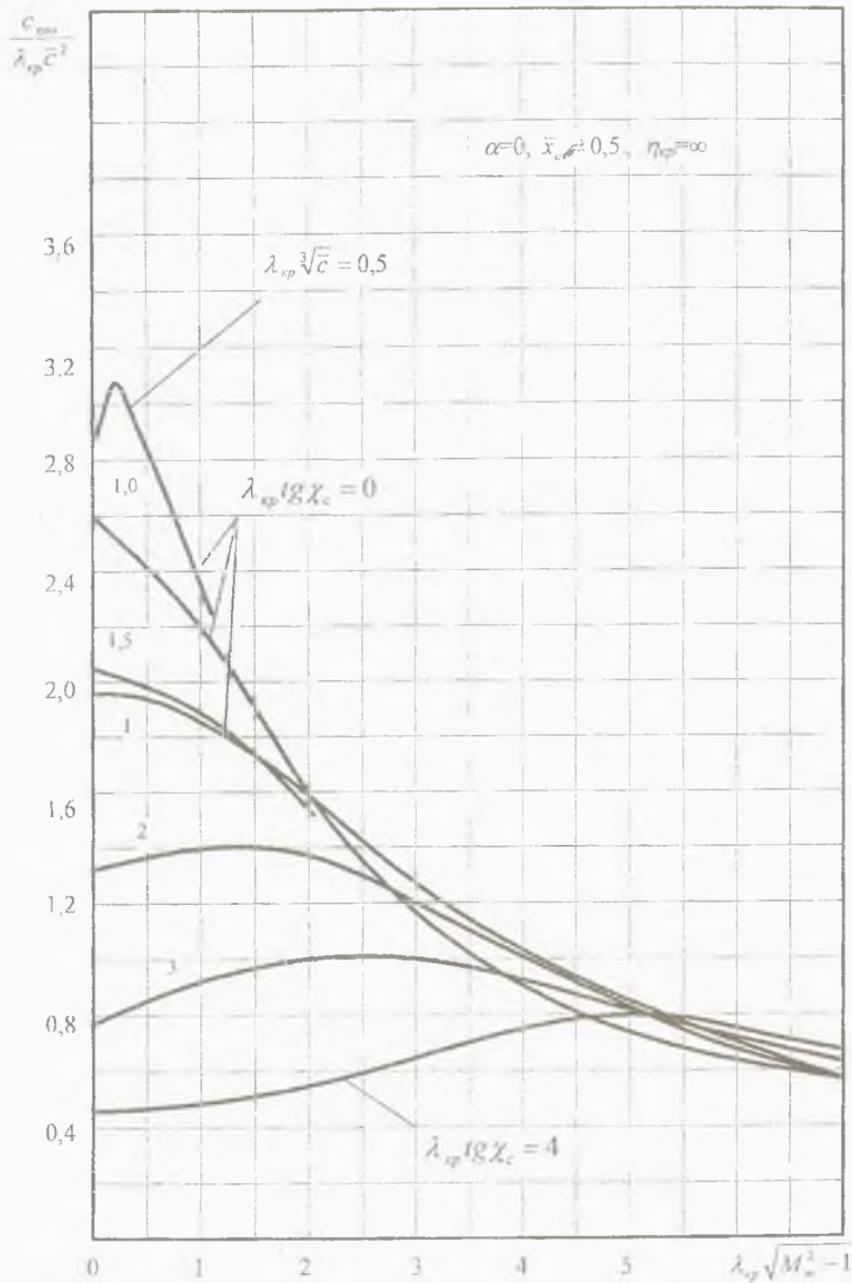


Рис. 4.12. Волновое сопротивление трапециевидных крыльев с ромбовидным профилем

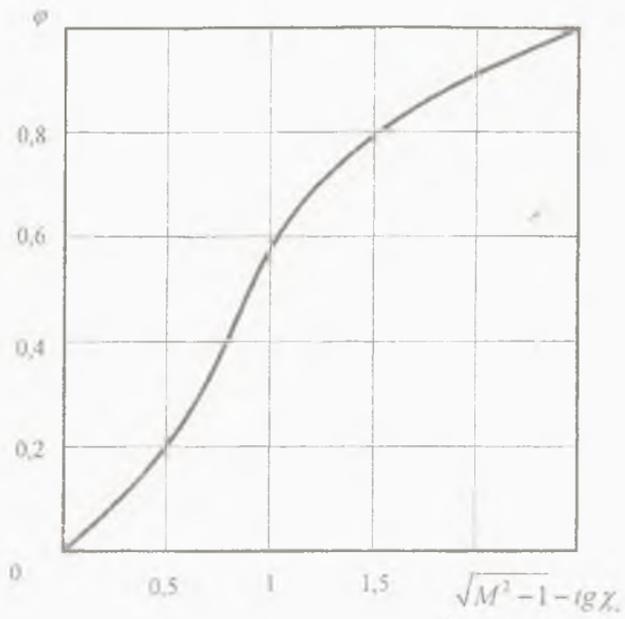


Рис. 4.13. Согласующий коэффициент формы профиля

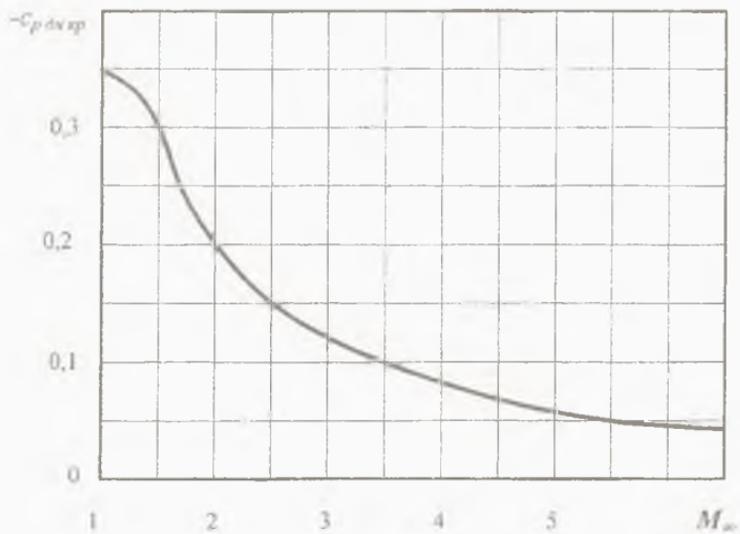
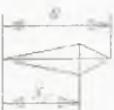
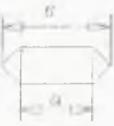
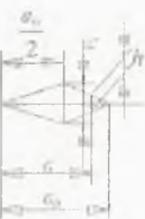
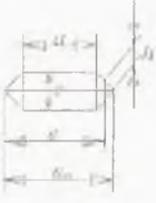


Рис. 4.14. Коэффициент давления донной части крыла

Коэффициент формы профиля

Профиль		Коэффициент К
Ромбовидный		1
Четырехугольный		$\frac{i}{4\bar{x}}(1-\bar{x}) \cdot \bar{x}_1 = \frac{x_1}{b}$
Шестиугольный		$\frac{b}{h-a}$
Синусоидальный		$\frac{x^2}{8}$
Образованный дугами окружностей или парабол		$\frac{4}{3}$
Ромбовидный с затупленной задней кромкой		$\left(1 - \frac{\bar{h}}{2\bar{c}}\right)$ $\bar{h} = \frac{h}{b}, \bar{c} = \frac{c}{b}$
Ромбовидный с затупленной задней кромкой		$\frac{1}{1-\bar{a}} \left[1 - \frac{\bar{h}}{2\bar{c}} \left[1 - (1-\bar{a}) \frac{\bar{h}}{2\bar{c}} \right] \right]$ $\bar{a} = \frac{a}{b}, \bar{h} = \frac{h}{b}, \bar{c} = \frac{c}{b}$
Клиновидный		$\frac{1}{4}$
Дозвуковой		2.5... 4

4.5.3. Коэффициент донного сопротивления крыла при нулевом угле атаки

Применение профилей крыльев с затупленной задней кромкой может оказаться целесообразным при больших числах M_∞ и больших относительных толщинах \bar{c} профиля. Коэффициент донного сопротивления крыла $c_{x \text{ д дн кр}}$ отличен от нуля только для крыльев с затупленной задней кромкой. Коэффициент $c_{x \text{ д дн кр}}$, определяемый как отношение силы сопротивления давления донной части крыла к скоростному напору невозмущенного потока воздуха и к площади консолей, находится по формуле

$$c_{x \text{ д дн кр}} = c_{p \text{ дн кр}} \bar{h},$$

где $c_{p \text{ дн кр}}$ - коэффициент давления донной части крыла;

\bar{h} - отношение толщины задней кромки к хорде крыла.

Коэффициент давления донной части крыла $c_{p \text{ дн кр}}$ определяется по рис. 4.14.

5. ПРОИЗВОДНАЯ ПО УГЛУ АТАКИ КОЭФФИЦИЕНТА НОРМАЛЬНОЙ СИЛЫ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

5.1. Состав производной по углу атаки коэффициента нормальной силы летательного аппарата

Производная коэффициента нормальной силы по углу атаки для всего летательного аппарата определяется через его составляющие для отдельных частей аппарата:

$$c_y^\alpha = c_{y \text{ корп}}^\alpha (S_{M \text{ корп}}/S_M) + N c_{y \text{ у}}^\alpha (S_{M \text{ у}}/S_M) + 0,5 n c_{y \text{ из кр}}^\alpha K_{\alpha\alpha} (S_{\text{кр}}/S_M),$$

где c_y^α , $c_{y \text{ корп}}^\alpha$, $c_{y \text{ у}}^\alpha$, $c_{y \text{ из кр}}^\alpha$ - производные коэффициентов нормальной силы по углу атаки соответственно аппарата, изолированных корпуса, ускорителя и крыла ;

$S_{M \text{ корп}}$, $S_{M \text{ у}}$, $S_{\text{кр}}$, S_M - площади миделя корпуса, ускорителя, площадь крыла и площадь миделя летательного аппарата;

N , n - количество ускорителей и крыльев летательного аппарата.

5.2. Производная по углу атаки коэффициента нормальной силы изолированного корпуса

Производная коэффициента нормальной силы изолированного корпуса по углу атаки $c_{y \text{ корп}}^\alpha$ определяется для типичной схемы корпуса ракетносителя, состоящей из носовой части, переходной части в виде усеченного конуса и кормовой части (рис. 5.1).

Согласно теории тонких осесимметричных тел, нормальная сила появляется только на участках корпуса с переменной площадью поперечного сечения $S = S(x_1)$ и направление действия этой силы определяется знаком производной площади поперечного сечения $dS(x_1)/dx_1$ по координате x_1 вдоль продольной оси системы координат $Ox_1y_1z_1$, ось Ox_1 которой противоположна оси Ox связанной системы координат $Oxyz$ и направлена в сторону хвостовой части корпуса. Расширяющиеся части корпуса, которым соответствует по-

ложительный знак производной, создают положительную нормальную силу, направленную в сторону оси Oy связанной системы координат, которая, в свою очередь, направлена в сторону увеличения угла атаки. Сужающиеся части корпуса, которым соответствует отрицательный знак производной, имеют отрицательную нормальную силу. При этом нормальная сила цилиндрических частей с постоянной площадью поперечного сечения равна нулю.

Однако эксперименты показывают, что при больших дозвуковых скоростях и при сверхзвуковых скоростях цилиндрические части корпуса, примыкающие к его расширяющимся частям, также создают некоторую нормальную силу. Этот факт отображен в экспериментальных зависимостях, представленных на рис. 5.2 – 5.4.

Величина производной $c_{y \text{ корп}}^\alpha$ зависит от формы корпуса и определяется как сумма производных коэффициентов нормальных сил по углу атаки отдельных частей корпуса, умноженных на отношения характерных площадей этих частей к площади миделя корпуса:

$$c_{y \text{ корп}}^\alpha = c_{y \text{ н1}}^\alpha S_1/S_{M \text{ корп}} + c_{y \text{ н2}}^\alpha S_2/S_{M \text{ корп}} + c_{y \text{ к}}^\alpha S_2/S_{M \text{ корп}},$$

где $c_{y \text{ н1}}^\alpha$ и $c_{y \text{ н2}}^\alpha$ - производные коэффициентов нормальных сил, действующих на носовую и переходную части корпуса;

$c_{y \text{ к}}^\alpha$ - производная коэффициента нормальной силы, действующей на кормовую часть корпуса;

S_1, S_2 - характерные площади оснований конических и кормовой частей;

$S_{M \text{ корп}}$ - площадь миделя корпуса.

Производная коэффициента нормальной силы, действующей на изолированную носовую часть в виде конуса без цилиндра с углом полураствора θ , 1/ град, определяется по формуле

$$c_{y \text{ н}}^\alpha = (2/57,3) \cos^2\theta.$$

Производная коэффициента нормальной силы, действующей на носовую часть в виде усеченного конуса без цилиндра со сферическим затуплением, определяется по формуле

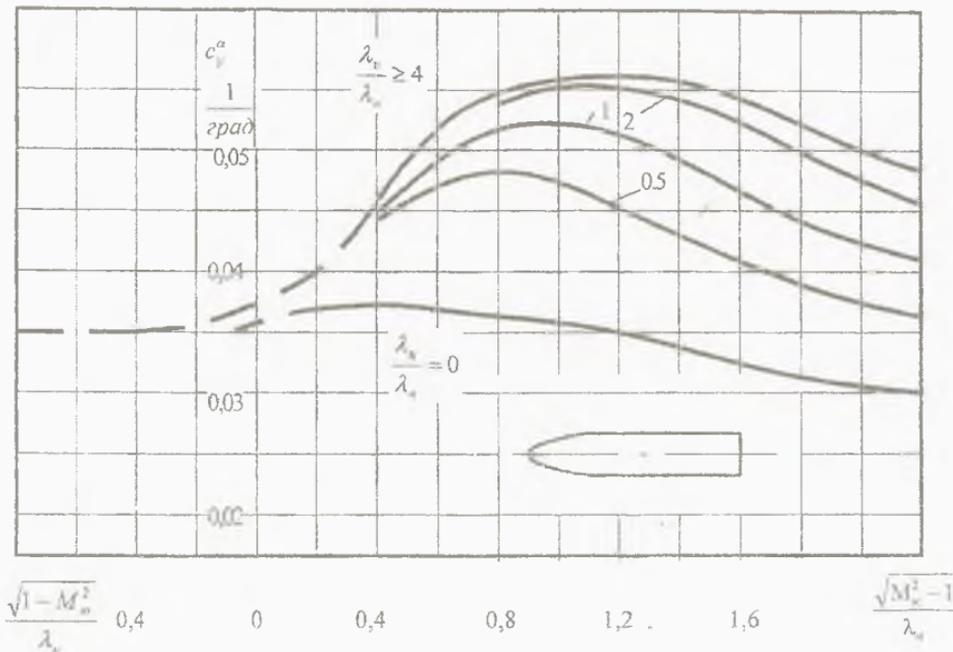


Рис. 5.3. Производная коэффициента нормальной силы сочетания оживальной носовой части с цилиндром

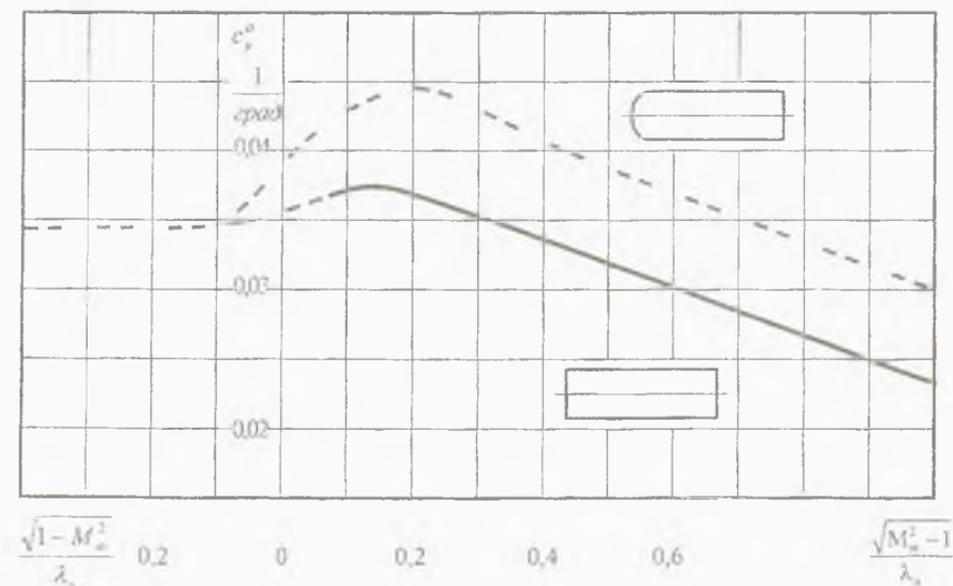


Рис. 5.4. Производная коэффициента нормальной силы сочетания сферической носовой части с цилиндром и цилиндра с плоским торцом

$$c_{y_n}^\alpha = (2/57,3) [1 - (\bar{r}^2/2) \cos^2\theta] \cos^2\theta, \quad \bar{r} = r/R,$$

где R - радиус основания усеченного конуса;

r - радиус сферического затупления;

θ - угол полураствора усеченного конуса.

Производная коэффициента нормальной силы, действующей на переходную часть корпуса между его цилиндрическими частями разного диаметра и представляющей собой усеченный конус, определяется следующим образом. Усеченный конус дополняется до полного длиной L'_{n2} в результате построения псевдоконуса длиной L''_{n2} (рис. 5.1). Нормальную силу, действующую на усеченный конус Y_{n2} , можно представить в виде разности нормальной силы Y'_{n2} , действующей на полный конус, и нормальной силы Y''_{n2} , действующей на псевдоконус:

$$Y_{n2} = Y'_{n2} - Y''_{n2}.$$

Выражая эти силы через коэффициенты нормальных сил, коэффициент нормальной силы усеченного конуса примет вид

$$c_{y_{n2}} = c'_{y_{n2}} - c''_{y_{n2}} S_1/S_2,$$

где S_1 - площадь основания псевдоконуса;

S_2 - площадь основания продленного конуса.

Учитывая линейную зависимость коэффициента нормальной силы от угла атаки

$$c_{y_{n2}} = c_{y_{n2}}^\alpha \alpha,$$

производную выразим следующим образом:

$$c_{y_{n2}}^\alpha = c_{y_{n2}}^{\alpha'} - c_{y_{n2}}^{\alpha''} S_1/S_2.$$

Производные $c_{y_{n2}}^{\alpha'}$ и $c_{y_{n2}}^{\alpha''}$ определяются по рис. 5.2 и 5.3 соответственно для носовой части в виде продленного конуса с примыкающим к нему цилиндром и достроенного псевдоконуса без цилиндра.

Производная коэффициента нормальной силы, действующей на носовую часть в виде усеченного конуса со сферическим затуплением и с примыкающим к нему цилиндром, определяется по формуле

$$c_{y_n}^\alpha = c_{y_n}^{\alpha'} - (c_{y_n}^{\alpha''} - c_{y_{сф}}^\alpha) \bar{r}^2,$$

где $c_{y_n}^{\alpha'}$ - производная коэффициента нормальной силы по углу атаки продленного конуса с примыкающим к нему цилиндром;

$c_{y_n}^{\alpha''}$ - производная коэффициента нормальной силы по углу атаки псевдоконуса без примыкающего к нему цилиндра; *

$c_{y_{сф}}^\alpha$ - производная коэффициента нормальной силы по углу атаки сферического затупления в виде полусферы;

\bar{r} - относительный радиус сферического затупления.

Производная коэффициента нормальной силы по углу атаки сферического затупления $c_{y_{сф}}^\alpha$ определяется с использованием зависимостей, приведенных на рис. 5.4. С этой целью внутри усеченного конуса носовой части строится цилиндр радиусом r и длиной, равной длине усеченного конуса $L_{\text{н}}$. Определяется удлинение этого цилиндра $\lambda_{\text{ц}} = L_{\text{н}}/(2r)$ и по рис. 5.4 находят значения производных коэффициентов нормальных сил по углу атаки для полусферы с цилиндром $c_{y_{сф+ц}}^\alpha$ и для цилиндра $c_{y_{\text{ц}}}^\alpha$. По этим двум значениям определяется производная $c_{y_{сф}}^\alpha$:

$$c_{y_{сф}}^\alpha = c_{y_{сф+ц}}^\alpha - c_{y_{\text{ц}}}^\alpha.$$

Производная коэффициента нормальной силы по углу атаки сужающейся кормовой части (рис. 5.1) определяется по формуле

$$c_{y_k}^\alpha = - (0,4/57,3) (1 - \eta_k^2), \quad \eta_k = D_{\text{дн}}/D_2.$$

Производная коэффициента нормальной силы по углу атаки расширяющейся кормовой части определяется по формуле для усеченного конуса переходной части корпуса, которая при условии отсутствия цилиндров как за усеченным конусом, так и за псевдоконусом принимает вид

$$c_{y_k}^\alpha = c_{y_k}^{\alpha'} (1 - S_2/S_{\text{дн}}).$$

5.3. Производная по углу атаки коэффициента нормальной силы изолированного крыла

Производная коэффициента нормальной силы по углу атаки изолированного крыла $c_{y \text{ из кр}}^\alpha$ зависит главным образом от числа Маха M_∞ и от формы крыльев в плане, характеризуемой для трапециевидных крыльев удлинением $\lambda_{\text{кр}}$, сужением $\eta_{\text{кр}}$ и углом стреловидности χ . По теории подобия и линейной теории крыльев малого удлинения производная функционально зависит от ряда параметров:

$$c_{y \text{ из кр}}^\alpha / \lambda_{\text{кр}} = f [\lambda_{\text{кр}} (|M_\infty^2 - 1|)^{0,5}, \lambda_{\text{кр}} \text{tg} \chi_{0,5}, \lambda_{\text{кр}} (\bar{c})^{1/3}, \eta_{\text{кр}}],$$

где $\chi_{0,5}$ - угол стреловидности по линии, проходящей через середины хорд;

\bar{c} - относительная толщина профиля крыла.

Для тонкого крыла, для которого выполняется условие $\lambda_{\text{кр}} (\bar{c})^{1/3} \approx 0$, по линейной теории следует, что относительное сужение слабо влияет на величину отношения $c_{y \text{ из кр}}^\alpha / \lambda_{\text{кр}}$. Этот результат предполагается справедливым и для тонких крыльев. На рис. 5.5–5.8 приведены экспериментальные зависимости отношения $c_{y \text{ из кр}}^\alpha / \lambda_{\text{кр}}$ от основных параметров крыла. Кривые построены по параметрам $\lambda_{\text{кр}} \text{tg} \chi_{0,5}$ и $\lambda_{\text{кр}} (\bar{c})^{1/3}$ в зависимости от «приведенного» удлинения крыла $\Lambda = \lambda_{\text{кр}} (|M_\infty^2 - 1|)^{0,5}$. Этими зависимостями следует пользоваться в диапазоне чисел Маха M_∞ до предела применимости линейной теории, который соответствует величине $M_\infty = 5$. В диапазоне гиперзвуковых скоростей при числах Маха $M_\infty > 5$ величину производной можно определять по формуле, следующей из линейной теории:

$$c_{y \text{ из кр}}^\alpha = 4 \cdot 57,3 / (M_\infty^2 - 1)^{0,5}.$$

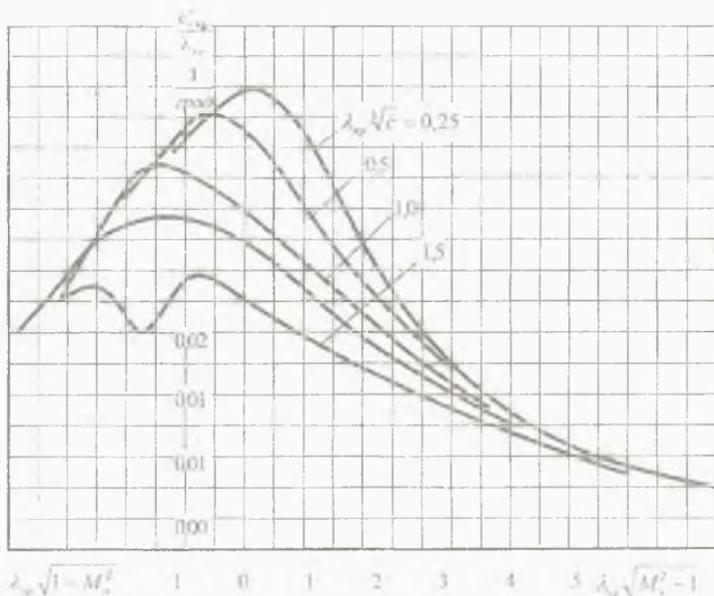


Рис.5.5. Производная коэффициента нормальной силы изолированного крыла по углу атаки при $\lambda_{np} \lg \chi_{0,5} = 0$

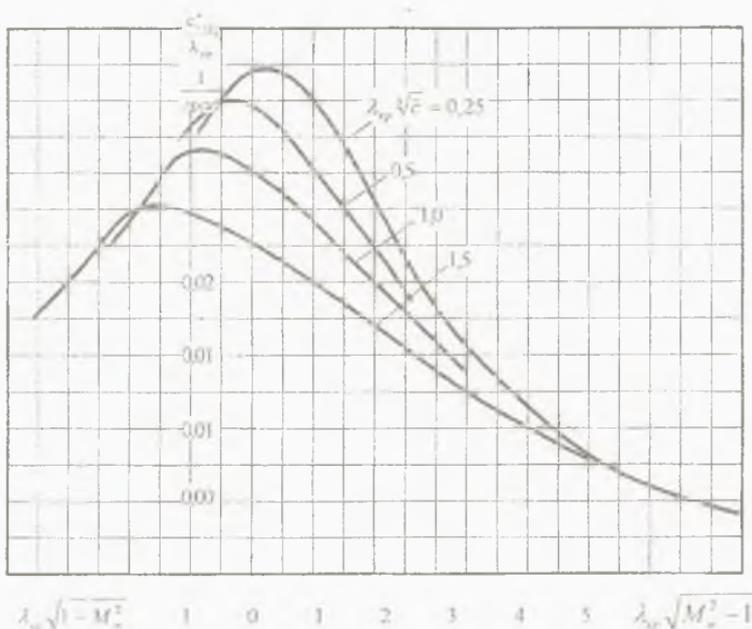


Рис. 5.6. Производная коэффициента нормальной силы изолированного крыла по углу атаки при $\lambda_{np} \lg \chi_{0,5} = 1$

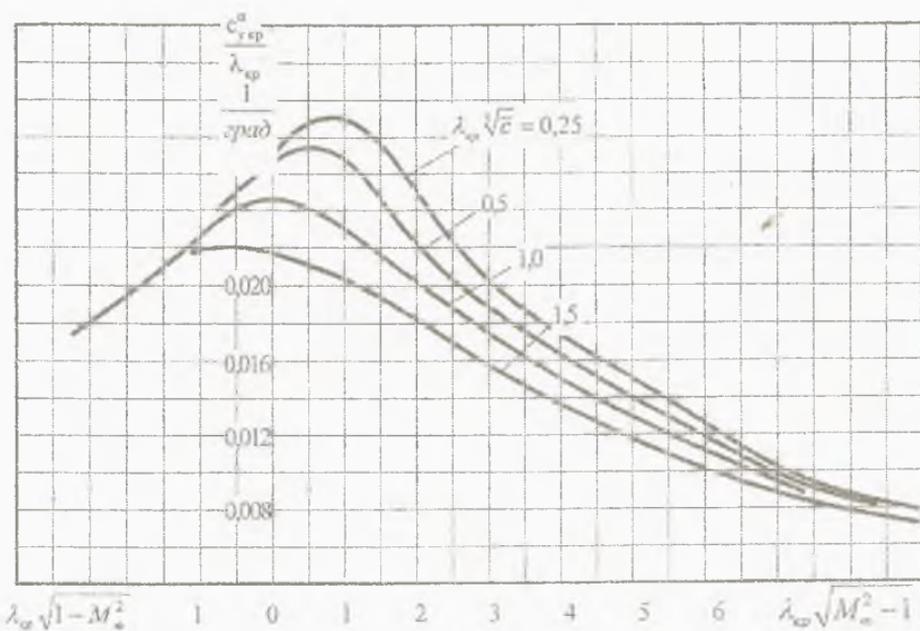


Рис. 5.7. Производная коэффициента нормальной силы изолированного крыла по углу атаки при $\lambda_{xp} \text{tg} \chi_{0,5} = 2$

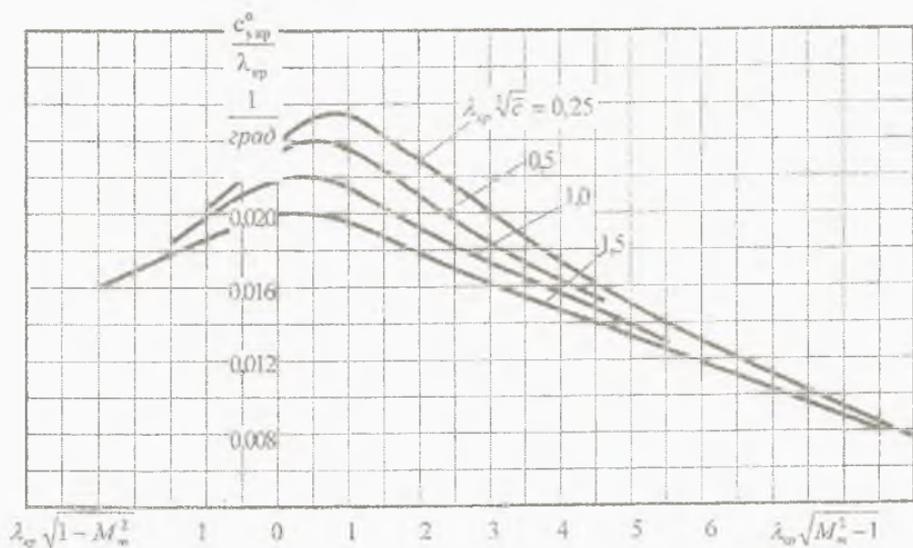


Рис. 5.8. Производная коэффициента нормальной силы изолированного крыла по углу атаки при $\lambda_{xp} \text{tg} \chi_{0,5} = 3$

5.4. Производная по углу атаки коэффициента нормальной силы крыла в присутствии корпуса с учетом интерференции

Величины аэродинамических характеристик конструкции, представляющей собой корпус с присоединенными к нему крыльями, отличаются от алгебраической суммы величин соответствующих характеристик изолированного корпуса и изолированных крыльев. Это объясняется тем, что вследствие интерференции - взаимного влияния крыльев и корпуса - их аэродинамические характеристики изменяются. В первом приближении можно пренебречь изменением лобового сопротивления корпуса и крыльев, вызванным взаимной интерференцией, и считать, что изменение аэродинамических характеристик ограничивается изменением только величины нормальной силы.

Из физической картины взаимодействия корпуса и крыльев следует, что влияние корпуса на крылья выражается в увеличении истинного угла атаки крыльев, что приводит к появлению на крыльях дополнительной нормальной силы $Y_{кр}$.

Изменение нормальной силы собственно крыльев вследствие влияния на них корпуса характеризуется коэффициентом интерференции

$k_{\alpha\alpha}$:

$$k_{\alpha\alpha} = (Y_{из\ кр}^{\alpha} + Y_{кр}^{\alpha}) / Y_{из\ кр}^{\alpha}$$

$$k_{\alpha\alpha} = (c_{y\ из\ кр}^{\alpha} + c_{y\ кр}^{\alpha}) / c_{y\ из\ кр}^{\alpha}$$

где $Y_{из\ кр}^{\alpha}$ - производная по углу атаки нормальной силы изолированного крыла;

$Y_{кр}^{\alpha}$ - производная по углу атаки дополнительной нормальной силы крыла от влияния корпуса;

$c_{y\ из\ кр}^{\alpha}$ - производная по углу атаки коэффициента нормальной силы изолированного крыла;

$c_{y\ кр}^{\alpha}$ - производная по углу атаки коэффициента дополнительной нормальной силы, индуцированной корпусом на крыле.

Величина коэффициентов интерференции определяется по формуле

$$k_{\alpha\alpha} = k_{\alpha\alpha}^* N_{nc} N_M N_H,$$

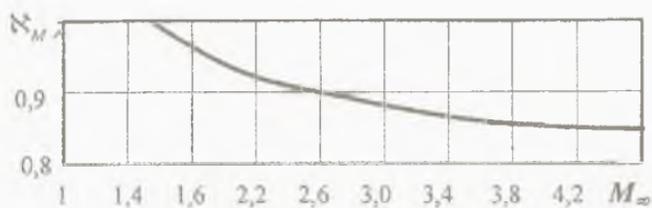


Рис. 5.9. Коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости

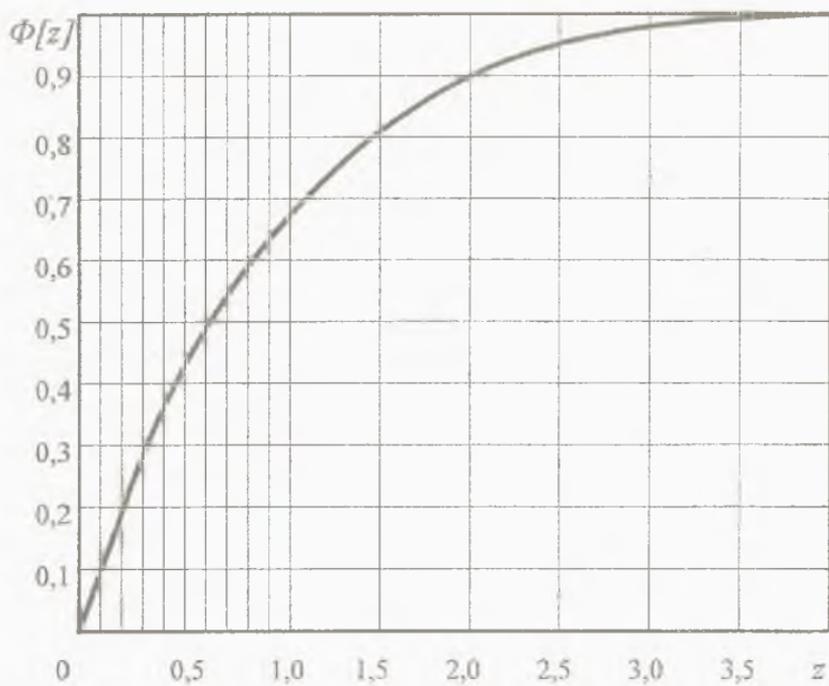


Рис. 5.10. Функция Лапласа-Гаусса

где $k_{\alpha\alpha}^*$ - теоретическое значение коэффициента интерференции;
 $\aleph_{пс}$ - коэффициент влияния пограничного слоя;
 \aleph_M - коэффициент влияния сжимаемости воздушной среды;
 \aleph_H - коэффициент влияния передней части корпуса.

Теоретическое значение коэффициента интерференции $k_{\alpha\alpha}^*$ определяется с учетом влияния только сужения крыла $\eta_{кр}$ в зависимости от относительного диаметра корпуса в месте крепления крыльев $\bar{D}=D/L_{кр}$ при известных значениях полного размаха несущей поверхности $L_{кр}$ и диаметра корпуса D :

$$k_{\alpha\alpha}^* = (1 + 0,41 \bar{D})^2 \{ [1 + 3 \bar{D} + \bar{D} (1 - \bar{D}) \eta_{кр}^{-1}] / (1 + \bar{D})^2 \}.$$

Коэффициент влияния пограничного слоя корпуса $\aleph_{пс}$ на величину коэффициента интерференции определяется по формуле

$$\aleph_{пс} = [1 - (2 \bar{D}^2 \bar{\delta}_*) / (1 - \bar{D}^2)] \times \\ \times \{ 1 - [\bar{D} (\eta_{кр} - 1) \bar{\delta}_*] / [(1 - \bar{D}) (1 + \eta_{кр})] \}.$$

Относительная толщина вытеснения $\bar{\delta}_*$ определяется по формуле

$$\bar{\delta}_* = 0,093 (M_\infty a L_1 / v)^{-0,2} (L_1 / D) (1 + 0,4 M_\infty + 0,147 M_\infty^2 - 0,006 M_\infty^3),$$

где L_1 - расстояние от вершины корпуса до середины бортовой хорды крыла.

Коэффициент влияния сжимаемости воздушной среды \aleph_M на величину коэффициента интерференции определяется по рис. 5.9.

Коэффициент влияния передней части корпуса \aleph_H на величину коэффициента интерференции определяется по формуле

$$\aleph_H = 0,6 + 0,4 [1 - \exp(-0,5 L_B / D)],$$

где L_B - расстояние от вершины корпуса до начала бортовой хорды крыла.

Коэффициент интерференции $K_{\alpha\alpha}$ характеризует изменение общей нормальной силы несущей поверхности вследствие одновременного взаимного влияния корпуса на крылья и крыльев на корпус:

$$K_{\alpha\alpha} = (Y_{\text{из кр}}^{\alpha} + Y_{\text{кр } i}^{\alpha} + Y_{\text{корп } i}^{\alpha}) / Y_{\text{из кр}}^{\alpha},$$

$$K_{\alpha\alpha} = (c_{y \text{ из кр}}^{\alpha} + c_{y \text{ кр } i}^{\alpha} + c_{y \text{ корп } i}^{\alpha}) / c_{y \text{ из кр}}^{\alpha},$$

где $Y_{\text{корп } i}^{\alpha}$ - производная по углу атаки дополнительной нормальной силы корпуса от влияния крыла,

$c_{y \text{ корп } i}^{\alpha}$ - производная по углу атаки коэффициента дополнительной нормальной силы корпуса от влияния крыла,

Производная коэффициента дополнительной нормальной силы $c_{y \text{ корп } i}^{\alpha}$ обусловлена влиянием крыльев на корпус, которое выражается в распространении повышенного давления с нижней поверхности крыла на нижнюю часть корпуса и разряжения с верхней части крыла на верхние участки поверхности корпуса.

Величина коэффициента $K_{\alpha\alpha}$ определяется в зависимости от числа Маха M_{∞} следующим образом:

$$K_{\alpha\alpha} = K_{\alpha\alpha}^* N_{\text{п с}} N_{\text{м}} N_{\text{н}}, \quad \text{при } M_{\infty} \leq 1,$$

$$K_{\alpha\alpha} = [k_{\alpha\alpha}^* + (K_{\alpha\alpha}^* - k_{\alpha\alpha}^*) F(\bar{L}_{\text{х в}})] N_{\text{п с}} N_{\text{м}} N_{\text{н}}, \quad \text{при } M_{\infty} > 1.$$

Теоретическое значение коэффициента $K_{\alpha\alpha}^*$ находится по формуле

$$K_{\alpha\alpha}^* = 1 + 3 \bar{D} - \bar{D} (1 - \bar{D}) / \eta_{\text{кр}}.$$

Функция $F(\bar{L}_{\text{х в}})$ позволяет учитывать влияние длины хвостовой части корпуса $L_{\text{х в}}$ от конца бортовой хорды до кормового среза корпуса:

$$F_1(\bar{L}_{\text{х в}}) = 1 - (\pi V^{-1})^{0,5} / (2 \bar{b}_B) \{ \Phi[(\bar{L}_{\text{х в}} + \bar{b}_B) (2V)^{0,5}] - \Phi[\bar{L}_{\text{х в}} (2V)^{0,5}] \}, \quad (5.1)$$

$$\bar{b}_B = 2b_B / [\pi D (M_{\infty}^2 - 1)^{0,5}], \quad \bar{L}_{\text{х в}} = 2L_{\text{х в}} / [\pi D (M_{\infty}^2 - 1)^{0,5}],$$

$$V = (4 + 1/\eta_{\text{кр}}) (1 + 8\bar{D}^2),$$

где b_B - длина бортовой хорды,

$\eta_{\text{кр}}$ - сужение крыла.

Численное значение функции Лапласа-Гаусса $\Phi[z]$ от аргумента z определяется по рис. 5.10.

Расчет коэффициента $K_{\alpha\alpha}$ при $M_{\infty} > 1$ существенно упрощается, если величина относительной длины хвостовой части удовлетворяет

условию $\bar{L}_{xв} > 0,7$. В этом случае функция $F(\bar{L}_{xв})$ принимает постоянное значение $F(\bar{L}_{xв}) = 1$.

В результате учета интерференции производная по углу атаки коэффициента нормальной силы крыла находится следующим образом:

$$c_{y\text{кр}}^{\alpha} = c_{y\text{из кр}}^{\alpha} K_{\alpha\alpha}$$

6. ПРОИЗВОДНАЯ ПО УГЛУ АТАКИ КОЭФФИЦИЕНТА ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Коэффициент продольной силы сопротивления летательного аппарата при ненулевом угле атаки $c_x(M_\infty, \alpha)$ и производная коэффициента нормальной силы летательного аппарата по углу атаки $c_y^\alpha(M_\infty)$ позволяют определить продольную X и нормальную Y силы, действующие на летательный аппарат (рис. 6.1):

$$X = c_x(M_\infty, \alpha) q_\infty S_M, \quad Y = c_y^\alpha(M_\infty) \alpha q_\infty S_M,$$

где q_∞ - скоростной напор невозмущенного потока воздуха,

S_M - площадь миделя летательного аппарата.

При нулевом угле скольжения $\beta = 0$ подъемная сила выражается через нормальную и продольную силы:

$$Y_a = Y \cos \alpha - X \sin \alpha.$$

Для малых углов атаки справедливы приближенные соотношения $\sin \alpha \approx \alpha$, $\cos \alpha \approx 1$, при которых это выражение примет вид

$$Y_a = Y - X \alpha,$$

где α - угол атаки, выраженный в радианах.

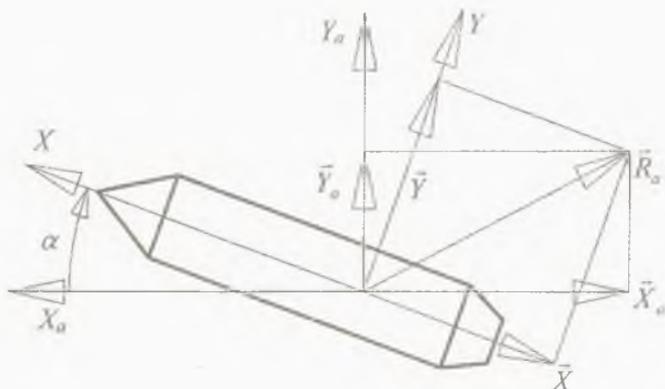


Рис. 6.1. Состав действующих на аппарат аэродинамических сил

Выражая подъемную и нормальную силы через производные коэффициентов этих сил по углу атаки и продольную силу через коэффициент продольной силы

$$Y_a = c_{y_a}^\alpha(M_\infty) \alpha q_\infty S_M, \quad Y = c_y^\alpha(M_\infty) \alpha q_\infty S_M,$$

$$X = c_x(M_\infty, \alpha) q_\infty S_M,$$

производная $c_{y_a}^\alpha(M_\infty)$ будет определяться по формуле

$$c_{y_a}^\alpha(M_\infty) = c_y^\alpha(M_\infty) - c_x(M_\infty, \alpha),$$

в которой производные $c_{y_a}^\alpha$ и c_y^α имеют размерность 1/град.

Для производных $c_{y_a}^\alpha$ и c_y^α , имеющих размерность 1/град, выражение для $c_{y_a}^\alpha(M_\infty)$ примет вид

$$c_{y_a}^\alpha(M_\infty) = c_y^\alpha(M_\infty) - c_{x_{a0}}(M_\infty)/57,3.$$

7. КОЭФФИЦИЕНТ СИЛЫ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

7.1. Состав коэффициента силы лобового сопротивления летательного аппарата

Коэффициент лобового сопротивления летательного аппарата представляется в виде суммы двух коэффициентов - коэффициента лобового сопротивления при нулевом угле атаки $c_{x a0}(M_\infty)$, зависящего от числа Маха, и коэффициента индуктивного сопротивления $c_{x ai}(M_\infty, \alpha)$, зависящего от числа Маха и угла атаки. Поэтому коэффициент лобового сопротивления является функцией числа Маха и угла атаки:

$$c_{x a}(M_\infty, \alpha) = c_{x a0}(M_\infty) + c_{x ai}(M_\infty, \alpha).$$

Коэффициент индуктивного сопротивления летательного аппарата определяется следующим образом:

$c_{x ai} = c_{x ai \text{ корп}}(S_{M \text{ корп}}/S_M) + N c_{x ai y}(S_{M y}/S_M) + 0,5 n c_{x ai \text{ кр}}(S_{\text{кр}}/S_M)$,
где $c_{x ai}$, $c_{x ai \text{ корп}}$, $c_{x ai y}$, $c_{x ai \text{ кр}}$ - коэффициенты индуктивного сопротивления соответственно аппарата, изолированного корпуса, ускорителя и крыла;

$S_{M \text{ корп}}$, $S_{M y}$, $S_{\text{кр}}$, S_M - площади мидела корпуса, ускорителя, площадь крыла и площадь мидела летательного аппарата;

N , n - количество ускорителей и крыльев летательного аппарата.

7.2. Коэффициент индуктивного сопротивления корпуса

В диапазоне малых углов атаки коэффициент индуктивного сопротивления корпуса определяется по формуле

$$c_{x ai \text{ корп}} = [c_y^\alpha \text{ корп} + (2\zeta_{\text{корп}}/57,3)] (\alpha^2/57,3),$$

в которой производная $c_y^\alpha \text{ корп}$ имеет размерность 1/град, а угол α -- град.

Коэффициент, учитывающий влияние перераспределения давления по расширяющимся частям корпуса летательного аппарата, определяется следующим образом:

$$\zeta_{\text{корп}} = \zeta_{\text{н1}} S_1 / S_{\text{М корп}} + \zeta_{\text{н2}} S_2 / S_{\text{М корп}} + \dots + \zeta_{\text{нm}} S_m / S_{\text{М корп}},$$

где $\zeta_{\text{н1}}$ - коэффициент перераспределения давления на первой носовой части аппарата;

$\zeta_{\text{н2}} \dots \zeta_{\text{нm}}$ - коэффициенты перераспределения давления на всех последующих 2, 3, ..., m переходных частях корпуса в виде усеченного конуса;

S_1, S_2, \dots, S_m - площади поперечных сечений корпуса в основании соответствующих конических частей;

$S_{\text{М корп}}$ - площадь миделя корпуса.

Коэффициент $\zeta_{\text{н1}}$ для конической и оживальной носовой части определяется по рис. 7.1.

Коэффициенты $\zeta_{\text{н2}}, \dots, \zeta_{\text{нm}}$ для переходных частей корпуса, представляющих собой усеченные конуса, определяются по формулам

$$\zeta_{\text{н2}} = \zeta'_{\text{н2}} (1 - S_1 / S_2), \dots, \zeta_{\text{нm}} = \zeta'_{\text{нm}} (1 - S_{m-1} / S_m),$$

где $\zeta'_{\text{н2}}, \dots, \zeta'_{\text{нm}}$ - коэффициенты перераспределения давления по продленным коническим носовым частям длиной $L'_{\text{н2}}, \dots, L'_{\text{нm}}$;

S_1, \dots, S_{m-1} - площади верхних оснований усеченных конусов;

S_2, \dots, S_m - площади нижних оснований усеченных конусов.

Коэффициенты $\zeta'_{\text{н2}}, \dots, \zeta'_{\text{нm}}$ определяются по рис. 7.1.

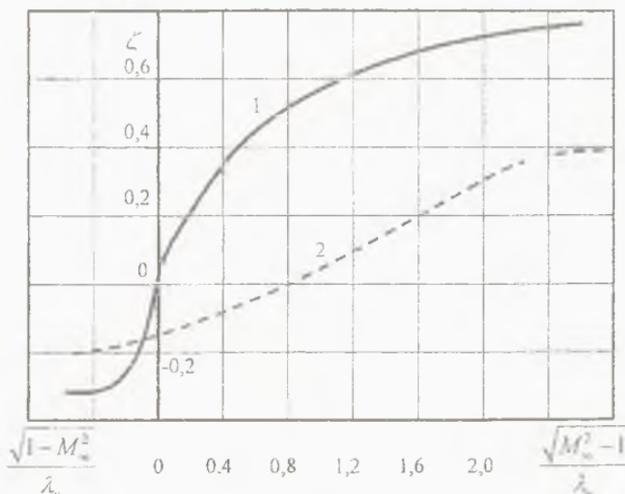


Рис. 7.1. Коэффициент влияния перераспределения давления на носовой части:
1 - оживальная носовая часть; 2 - коническая носовая часть

7.3. Коэффициент индуктивного сопротивления ускорителя

В диапазоне малых углов атаки коэффициент индуктивного сопротивления ускорителя определяется по той же формуле, что и для корпуса

$$c_{x \text{ ai } y} = [c_y^\alpha + (2\zeta_y/57,3)] (\alpha^2/57,3),$$

в которой производная c_y^α имеет размерность 1/град, а угол α -град.

Учитывая, что ускорители в основном состоят из одной носовой части и одной цилиндрической части, коэффициент ζ_y представляет собой коэффициент, учитывающий влияние перераспределения давления по расширяющейся части ускорителя $\zeta_y = \zeta_{ny}$. Если ускоритель имеет несколько носовых частей, то коэффициент ζ_y определяется по той же методике, что и для корпуса:

$$\zeta_y = \zeta_{ny1} S_1/S_{My} + \zeta_{ny2} S_2/S_{My} + \dots + \zeta_{nym} S_m/S_{My},$$

где ζ_{ny1} - коэффициент перераспределения давления на первой носовой части ускорителя;

$\zeta_{ny2} \dots \zeta_{nym}$ - коэффициенты перераспределения давления на всех последующих 2, 3, ..., m переходных частях ускорителя в виде усеченного конуса;

S_1, S_2, \dots, S_m - площади поперечных сечений ускорителя в основании соответствующих конических частей;

S_{My} - площадь миделя ускорителя.

Коэффициенты ζ_n и ζ_{ny1} для конической и оживальной носовой части определяются по рис. 7.1.

Коэффициенты $\zeta_{ny2}, \dots, \zeta_{nym}$ для переходных частей корпуса, представляющих собой усеченные конуса, определяются по формулам

$$\zeta_{ny2} = \zeta'_{ny2} (1 - S_1/S_2), \dots, \zeta_{nym} = \zeta'_{nym} (1 - S_{m-1}/S_m),$$

где $\zeta'_{ny2}, \dots, \zeta'_{nym}$ - коэффициенты перераспределения давления по продленным коническим носовым частям длиной $L'_{ny2}, \dots, L'_{nym}$;

S_1, \dots, S_{m-1} - площади верхних оснований усеченных конусов;

S_2, \dots, S_m - площади нижних оснований усеченных конусов.

Коэффициенты $\zeta'_{ny2}, \dots, \zeta'_{nym}$ определяются по рис. 7.1.

7.4 Коэффициент индуктивного сопротивления крыла

Коэффициент индуктивного сопротивления крыла рассчитывается по формуле

$$c_{x \text{ ил кр}} = c_{y \text{ из кр}}^{\alpha} (K_{\alpha\alpha} - \xi \bar{c}_F 57,3 c_{y \text{ из кр}}^{\alpha} k_{\alpha\alpha}) (\alpha^2 / 57,3),$$

где $c_{y \text{ из кр}}^{\alpha}$ - производная по углу атаки коэффициента нормальной силы изолированного крыла;

$K_{\alpha\alpha}$ и $k_{\alpha\alpha}$ - коэффициенты интерференции:

\bar{c}_F - теоретическая величина коэффициента подсосывающей силы;

ξ - коэффициент реализации подсосывающей силы;

α - угол атаки, измеряемый в градусах.

Теоретический коэффициент подсосывающей силы \bar{c}_F находится по формуле

$$\bar{c}_F = \bar{c}_{FP} / \lambda_{кр},$$

где \bar{c}_{FP} - приведенное значение коэффициента подсосывающей силы,

$\lambda_{кр}$ - удлинение крыла.

Значение коэффициента \bar{c}_{FP} определяется по рис. 7.2.

Коэффициент реализации подсосывающей силы ξ определяется по рис. 7.3 в зависимости от числа Маха M_{∞} и угла стреловидности крыла по передней кромке χ_0 .

На крыльях с заостренной передней кромкой подсосывающая сила практически не реализуется, поэтому для таких крыльев коэффициент реализации подсосывающей силы ξ принимается равным нулю.

7.5. Коэффициент силы лобового сопротивления летательного аппарата при наличии крыла с заостренной передней кромкой

После подстановки выражений коэффициентов $c_{x \text{ ил кр}}$, $c_{x \text{ ил у}}$ и $c_{x \text{ ил кр}}$ при условии $\xi = 0$ в формулу для определения коэффициента лобового сопротивления летательного аппарата она примет вид

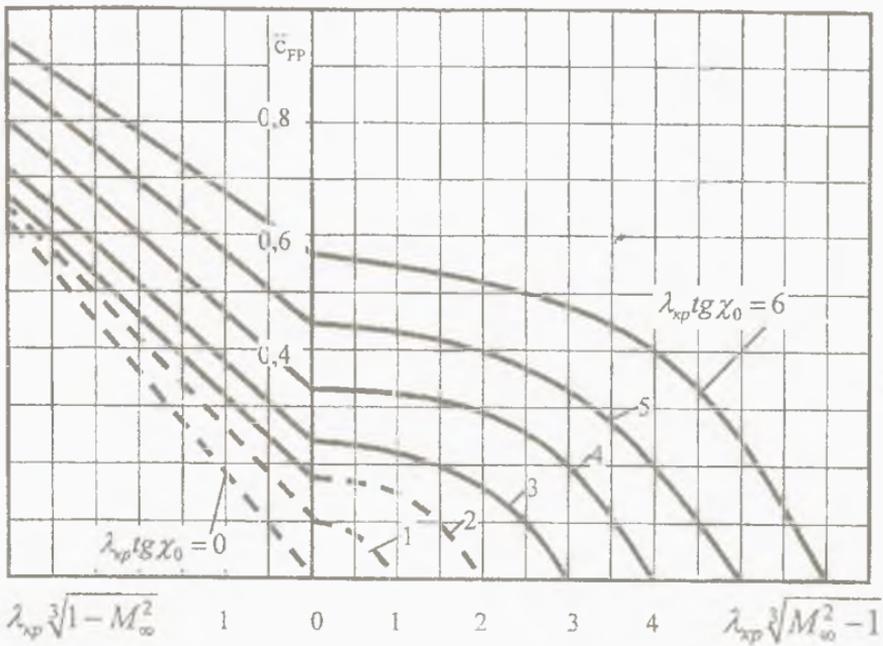


Рис. 7.2. Коэффициент подсасывающей силы

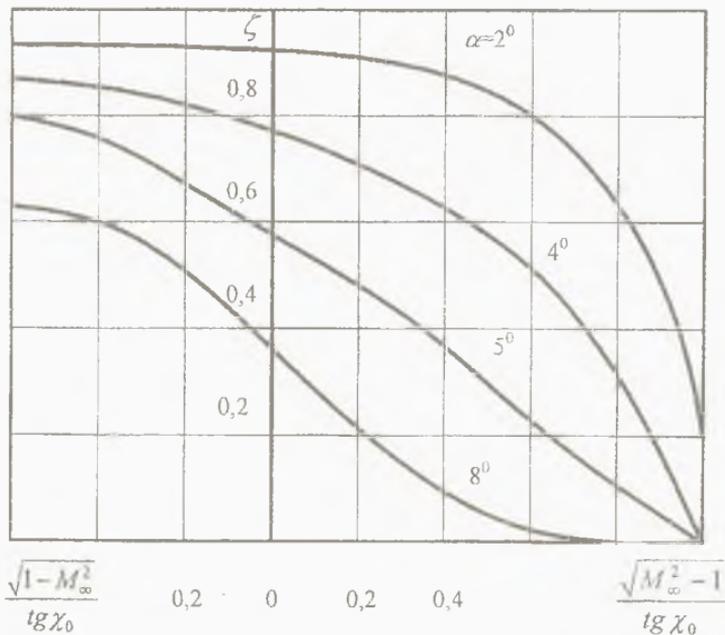


Рис 7.3. Коэффициент реализации подсасывающей силы

$$c_{x ai} = [c_y^\alpha \text{ корп} + (2\zeta_{\text{корп}}/57,3)] (\alpha^2/57,3) (S_{M \text{ корп}}/S_M) + \\ + N [c_y^\alpha \text{ у} + (2\zeta_y/57,3)] (\alpha^2/57,3) (S_{M \text{ у}}/S_M) + \\ + 0,5nc_y^\alpha \text{ у из кр} K_{\alpha\alpha} (\alpha^2 / 57,3) (S_{\text{кр}}/S_M).$$

В результате перегруппировки членов коэффициент индуктивного сопротивления летательного аппарата будет определяться выражением

$$c_{x ai} = 57,3[c_y^\alpha \text{ корп}(S_{M \text{ корп}}/S_M) + Nc_y^\alpha \text{ у}(S_{M \text{ у}}/S_M) + \\ + 0,5nc_y^\alpha \text{ у из кр} K_{\alpha\alpha}(S_{\text{кр}}/S_M)](\alpha/57,3)^2 + 2 [\zeta_{\text{корп}}(S_{M \text{ корп}}/S_M) + \\ + N\zeta_y(S_{M \text{ у}}/S_M)](\alpha/57,3)^2.$$

В этом выражении первая квадратная скобка представляет собой производную коэффициента нормальной силы летательного аппарата по углу атаки c_y^α , а вторая – коэффициент ζ_Σ для всего летательного аппарата:

$$c_y^\alpha = [c_y^\alpha \text{ корп} (S_{M \text{ корп}}/S_M) + N c_y^\alpha \text{ у}(S_{M \text{ у}}/S_M) + \\ + 0,5n c_y^\alpha \text{ у из кр} K_{\alpha\alpha}(S_{\text{кр}}/S_M)], \\ \zeta_\Sigma = [\zeta_{\text{корп}}(S_{M \text{ корп}}/S_M) + N \zeta_y (S_{M \text{ у}}/S_M)].$$

После подстановки коэффициентов c_y^α и ζ_Σ выражение для коэффициента индуктивного сопротивления примет вид

$$c_{x ai} = 57,3 c_y^\alpha (\alpha/57,3)^2 + 2 \zeta_\Sigma (\alpha/57,3)^2.$$

В окончательном виде коэффициент индуктивного сопротивления летательного аппарата будет определяться по формуле

$$c_{x ai} = (57,3 c_y^\alpha + 2 \zeta_\Sigma) (\alpha/57,3)^2.$$

8. КООРДИНАТА ФОКУСА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

8.1 Определение фокуса летательного аппарата

Фокусом летательного аппарата по углу атаки называют точку на продольной оси, характерную тем, что момент аэродинамических сил относительно поперечной оси OZ , проходящей через эту точку, не зависит от угла атаки. Для ракет-носителей, обладающих продольной плоскостью симметрии и нулевой подъемной силой при нулевом угле атаки, в диапазоне малых углов атаки, для которых нормальная сила линейно зависит от величины угла атаки, фокус является точкой приложения этой нормальной силы. Наличие координаты фокуса и координаты центра масс позволяет определить величину статической устойчивости летательного аппарата.

8.2. Состав координаты фокуса летательного аппарата

Координата фокуса летательного аппарата x_F определяется по оси Ox_1 связанной с корпусом системы координат $Ox_1 y_1 z_1$, ось Ox_1 которой противоположна оси Ox стандартной связанной системы координат $Oxyz$ и направлена в сторону хвостовой части корпуса, ось Oy_1 направлена параллельно оси Oy стандартной связанной системы координат, а ось Oz_1 дополняет систему до правой. При ненулевом угле атаки $\alpha \neq 0$ на корпус, ускорители и крылья действуют нормальные силы $Y_{\text{корп}}$, Y_y и $Y_{\text{кр}}$ соответственно, каждая из которых имеет свой центр давления, совпадающий с фокусом и определяемый координатами $x_{F \text{ корп}}$, x_{Fy} , $x_{F \text{ кр}}$. Результирующая нормальная сила

$$Y = Y_{\text{корп}} + NY_y + 0,5nY_{\text{кр}},$$

действующая на весь аппарат, также имеет центр давления, совпадающий с фокусом с координатой x_F . Из условия равенства моментов силы Y и ее составляющих $Y_{\text{корп}}$, Y_y и $Y_{\text{кр}}$ относительно

точки О начала связанной системы координат $Ox_1y_1z_1$ определяется выражение для координаты фокуса летательного аппарата:

$$x_F = (1/Y) (Y_{корп} x_{F корп} + N Y_y x_{Fy} + 0,5n Y_{кр} x_{Fкр}).$$

Выражая в этом соотношении силы через аэродинамические коэффициенты

$$Y = c_y^\alpha \alpha q_\infty S_M, Y_{корп} = c_{y корп}^\alpha \alpha q_\infty S_{M корп},$$

$$Y_y = c_{y y}^\alpha \alpha q_\infty S_{M y}, Y_{кр} = c_{y кр}^\alpha \alpha q_\infty S_{кр},$$

окончательное выражение для определения координаты фокуса летательного аппарата принимает вид

$$x_F = (1/c_y^\alpha) (c_{y корп}^\alpha x_{F корп} + N c_{y y}^\alpha x_{Fy} + 0,5n c_{y кр}^\alpha x_{Fкр}).$$

где $c_y^\alpha, c_{y корп}^\alpha, c_{y y}^\alpha, c_{y кр}^\alpha$ - производные коэффициентов нормальной силы по углу атаки соответственно аппарата, изолированных корпуса, ускорителя и крыла соответственно;

$S_{M корп}, S_{M y}, S_{кр}, S_M$ - площади миделя корпуса, ускорителя, площадь крыла и площадь миделя летательного аппарата;

$x_{F}, x_{F корп}, x_{F y}, x_{F кр}$ - координаты фокуса летательного аппарата, корпуса, ускорителя и крыла соответственно;

N, n - количество ускорителей и крыльев летательного аппарата.

8.3. Координата фокуса корпуса летательного аппарата

В общем случае корпус ракетносителя можно представить в виде носовой конической части, ряда комбинаций усеченного корпуса и цилиндра и кормовой части (рис. 8.1). Нормальные силы, действующие на носовую $Y_{н1}$, переходную $Y_{н2}$ и кормовую $Y_{к}$ части, создают момент относительно вершины летательного аппарата, который по величине равен моменту нормальной силы корпуса $Y_{корп}$ приложенной в его фокусе. Выражая в этом соотношении силы через аэродинамические коэффициенты

$$Y_{корп} = c_{y корп}^\alpha \alpha q_\infty S_{M корп}, Y_{н1} = c_{y н1}^\alpha \alpha q_\infty S_1,$$

$$Y_{н2} = c_{y н2}^\alpha \alpha q_\infty S_2, Y_{к} = c_{y к}^\alpha \alpha q_\infty S_2,$$

окончательное выражение для определения координаты фокуса корпуса летательного аппарата принимает вид

$$x_{F \text{ корп}} = (1/c_{y \text{ корп}}^{\alpha}) [c_{y_{н1}}^{\alpha} x_{F_{н1}}(S_1/S_{M \text{ корп}}) + c_{y_{н2}}^{\alpha} x_{F_{н2}}(S_2/S_{M \text{ корп}}) + c_{y_{к}}^{\alpha} x_{F_{к}}(S_2/S_{M \text{ корп}})].$$

Координата фокуса комбинации носовой конической части с цилиндром определяется по теории удлинённых тел с учетом эмпирических поправок:

$$x_{F_{н1}} = L_{н1} - W_{н1}/S_1 + L_{н1} \Delta \bar{x}_{F_{н1}}$$

где $L_{н1}$ — длина конической носовой части;

$W_{н1}$ — объем конической носовой части;

S_1 — площадь основания конической носовой части;

$\Delta \bar{x}_{F_{н1}}$ — относительное смещение фокуса носовой конической части из-за наличия цилиндрической части корпуса, примыкающей к носовой.

Относительная величина смещения фокуса $\Delta \bar{x}_{F_{н1}}$ зависит от числа Маха M_{∞} , удлинений носовой $\lambda_{н1}$ и цилиндрической $\lambda_{ц1}$ частей и определяется по эмпирической зависимости (рис. 8.2).

Координата фокуса комбинации усеченного конуса и примыкающего к нему цилиндра определяется следующим образом. Усеченный конус достраивается до полного (рис. 8.3). Обозначая через $x'_{F_{н2}}$ и $L'_{н2}$ координату фокуса и длину полной конической носовой части и соответственно через $x''_{F_{н2}}$ и $L''_{н2}$ координату фокуса и длину фиктивного конуса, определяют моменты относительно вершины фиктивного конуса от действия нормальных сил $Y'_{н2}$, $Y''_{н2}$ и $Y_{н2}$, действующие на полный конус, фиктивный конус и усеченный конус соответственно:

$$Y'_{н2} x'_{F_{н2}} = Y''_{н2} x''_{F_{н2}} + Y_{н2} x_{F_{н2}}$$

Выражая нормальные силы через коэффициенты

$$Y'_{н2} = c_{y_{н2}}^{\alpha'} \alpha q_{\infty} S_2, \quad Y''_{н2} = c_{y_{н2}}^{\alpha''} \alpha q_{\infty} S_1, \quad Y_{н2} = c_{y_{н2}}^{\alpha} \alpha q_{\infty} S_2,$$

координата фокуса усеченного конуса переходной части определится следующим образом:

$$x_{F_{н2}} = (1/c_{y_{н2}}^{\alpha}) [c_{y_{н2}}^{\alpha'} x''_{F_{н2}} - c_{y_{н2}}^{\alpha''} x''_{F_{н2}} (S_1/S_2)].$$

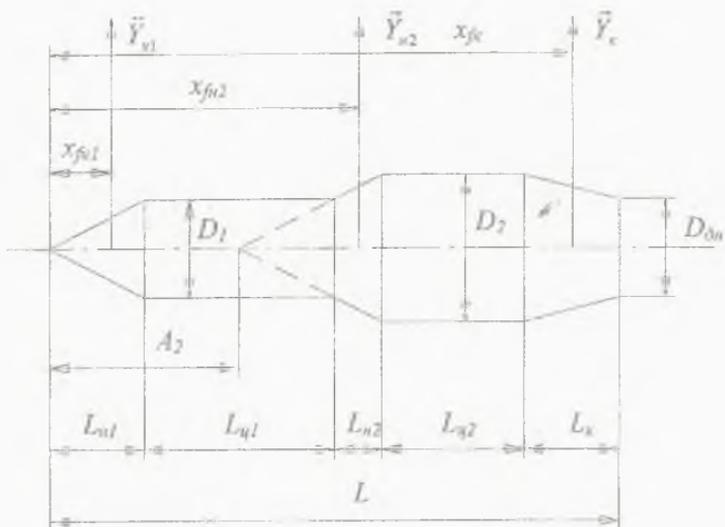


Рис. 8.1. Фокус корпуса летательного аппарата

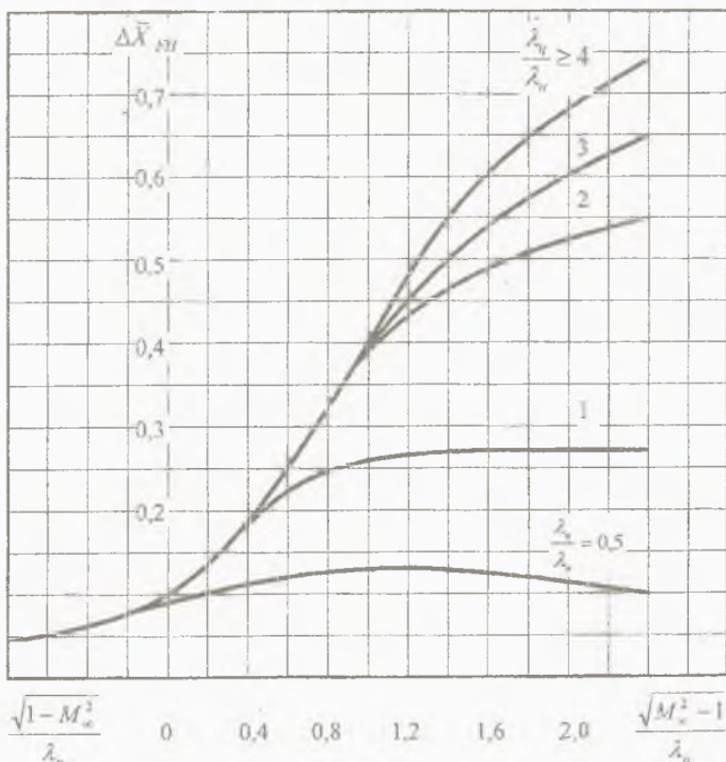


Рис. 8.2. Относительное смещение фокуса конической носовой части летательного аппарата

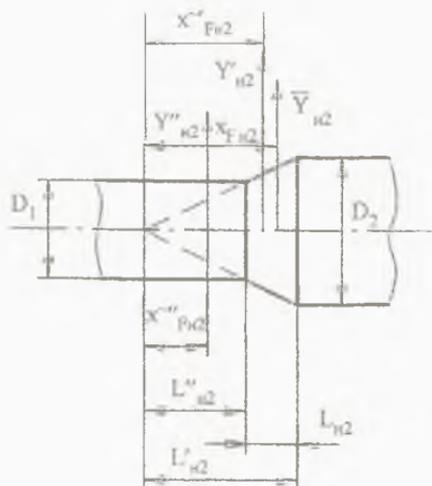


Рис. 8.3. Фокус усеченной конической переходной части корпуса

В этом выражении координата фокуса полного конуса $x'_{Fн2}$, за которым следует цилиндрическая часть, определяется по формуле

$$x'_{Fн2} = L'_{н2} - W'_{н2}/S_2 + L'_{н2}\Delta\bar{x}'_{Fн}$$

где $W'_{н2}$ - объем полного конуса;

$\Delta\bar{x}'_{Fн}$ - относительное смещение фокуса за счет влияния цилиндрической части аппарата.

Координата фокуса фиктивного конуса $x''_{Fн2}$, за которым отсутствует цилиндрическая часть, влияющая на смещение фокуса, определяется по формуле

$$x''_{Fн2} = L''_{н2} - W''_{н2}/S_1,$$

где $W''_{н2}$ - объем фиктивного конуса.

Координата фокуса переходной части относительно вершины летательного аппарата находится с учетом расстояния от вершины фиктивного конуса до вершины летательного аппарата A_2 (рис. 8.1)

$$x_{Fн2} = x'_{Fн2} + A_2.$$

Координата фокуса сужающейся кормовой части относительно вершины летательного аппарата находится из условия расположения точки приложения нормальной силы Y_K в середине кормовой части:

$$x_{Fк} = \Delta L_K + 0,5 L_K,$$

где ΔL_k – расстояние от вершины летательного аппарата до начала кормовой части;

L_k – длина кормовой части.

Координата фокуса расширяющейся кормовой части определяется по методике расчета фокуса усеченного конуса переходной части корпуса, но с учетом того, что как за фиктивным конусом, так и за продленным конусом отсутствуют цилиндрические части корпуса, смещающие его положение с увеличением числа Маха.

8.4. Координата фокуса ускорителя летательного аппарата

Координата фокуса ускорителя x_{Fy} определяется по формуле

$$x_{Fy} = \tilde{x}_{Fy} + A_y,$$

где \tilde{x}_{Fy} – координата фокуса изолированного ускорителя относительно его вершины,

A_y – расстояние от вершины ускорителя до вершины летательного аппарата.

Координата фокуса изолированного ускорителя относительно его вершины определяется по той же методике, что и для корпуса летательного аппарата.

8.5. Координата фокуса крыла летательного аппарата

При определении координаты фокуса крыла коэффициент нормальной силы крыла представляется в виде суммы трех слагаемых:

- коэффициента нормальной силы изолированного крыла $c_{y \text{ из кр}}^\alpha$;
- коэффициента дополнительной нормальной силы крыла, вызванной влиянием корпуса $c_{y \text{ из кр}}^\alpha (k_{\alpha\alpha} - 1)\alpha$;
- коэффициента нормальной силы, индуцированной крылом на корпусе $c_{y \text{ из кр}}^\alpha (K_{\alpha\alpha} - k_{\alpha\alpha})\alpha$.

Координаты точек приложения этих трех нормальных сил обозначаются соответственно $x_{F \text{ из кр}}$, $x_{F \text{ кр } i}$, $x_{F \text{ кorp } i}$. Координата фокуса крыла определится выражением

$$x_{F \text{ кр}} = (1/K_{\alpha\alpha}) [x_{F \text{ из кр}} + (k_{\alpha\alpha} - 1) x_{F \text{ кр } i} + (K_{\alpha\alpha} - k_{\alpha\alpha}) x_{F \text{ кorp } i}].$$

Координату фокуса изолированного крыла отсчитывают от вершины летательного аппарата до начала средней аэродинамической хорды (САХ) крыла:

$$x_{\text{Физ кр}} = x_{\text{кр А}} + b_{\text{А}} \bar{x}_{\text{Физ кр}}$$

где $x_{\text{кр А}}$ - расстояние от вершины летательного аппарата до начала САХ крыла;

$b_{\text{А}}$ - величина САХ крыла;

$\bar{x}_{\text{Физ кр}}$ - безразмерная координата фокуса, выраженная в долях САХ и отсчитываемая от начала САХ.

Величина $\bar{x}_{\text{Физ кр}}$ определяется по рис. 8.4–8.7 в зависимости от параметров подобия $\lambda_{\text{кр}}(M_{\infty}^2 - 1)^{0,5}$, $\lambda_{\text{кр}} \text{tg} \chi_{0,5}$ и сужения крыла $\eta_{\text{кр}}$.

Величина средней аэродинамической хорды $b_{\text{А}}$ крыла трапециевидной формы площадью $S_{\text{кр}}$ с размахом $l_{\text{кр}}$ и сужением $\eta_{\text{кр}}$ находится по формуле

$$b_{\text{А}} = (4/3)(S_{\text{кр}}/l_{\text{кр}}) [1 - \eta_{\text{кр}}/(1 + \eta_{\text{кр}})^2] .$$

Координата фокуса дополнительной нормальной силы крыла определяется по формуле

$$x_{\text{Ф кр i}} = x_{\text{Ф из кр}} - f \text{tg} \chi_{0,5}$$

где $\chi_{0,5}$ - угол стреловидности крыла по середине хорд;

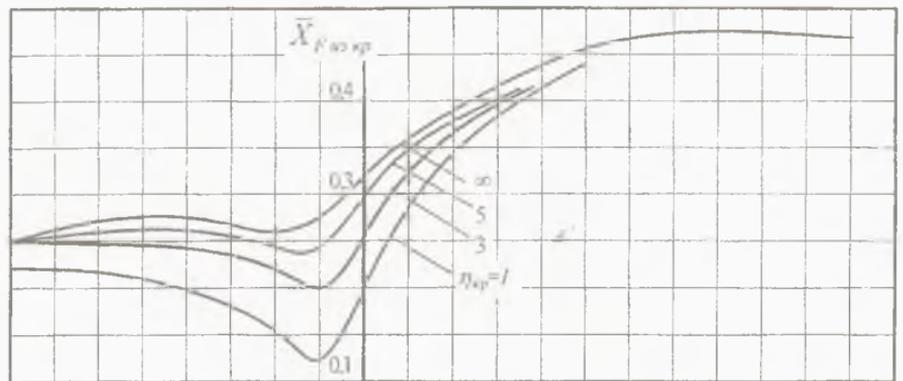
f - расстояние между фокусом нормальной силы консоли изолированного крыла и точкой приложения дополнительной нормальной силы консоли.

Схема определения расстояния f приведена на рис. 8.8. Величина расстояния f находится в зависимости от размаха крыла $l_{\text{кр}}$ и относительного расстояния \bar{f} :

$$f = (l_{\text{кр}}/2) \bar{f} .$$

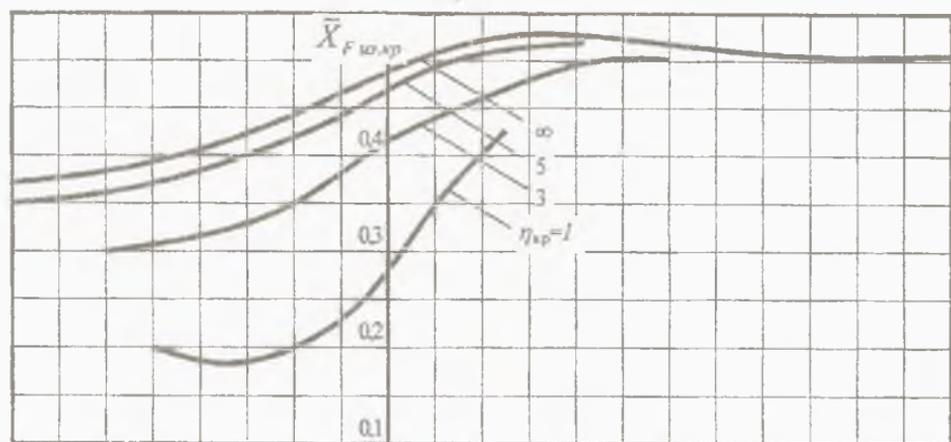
Зависимость относительного расстояния \bar{f} от относительного диаметра корпуса в месте крепления крыльев $\bar{D} = D/(D + l_{\text{кр}})$ приведена на рис. 8.9.

Координата фокуса дополнительной нормальной силы корпуса, индуцированной крылом $x_{\text{Ф крп i}}$ определяется по формуле



$\lambda_{\text{кр}} \sqrt{1 - M_\infty^2}$ 2 1 0 1 2 3 4 $\lambda_{\text{кр}} \sqrt{M_\infty^2 - 1}$

Рис. 8.4. Координата фокуса изолированного крыла при $\lambda_{\text{кр}} \text{tg} \chi_{0,5} = 0$



$\lambda_{\text{кр}} \sqrt{1 - M_\infty^2}$ 2 1 0 1 2 3 4 $\lambda_{\text{кр}} \sqrt{M_\infty^2 - 1}$

Рис. 8.5. Координата фокуса изолированного крыла при $\lambda_{\text{кр}} \text{tg} \chi_{0,5} = 1$

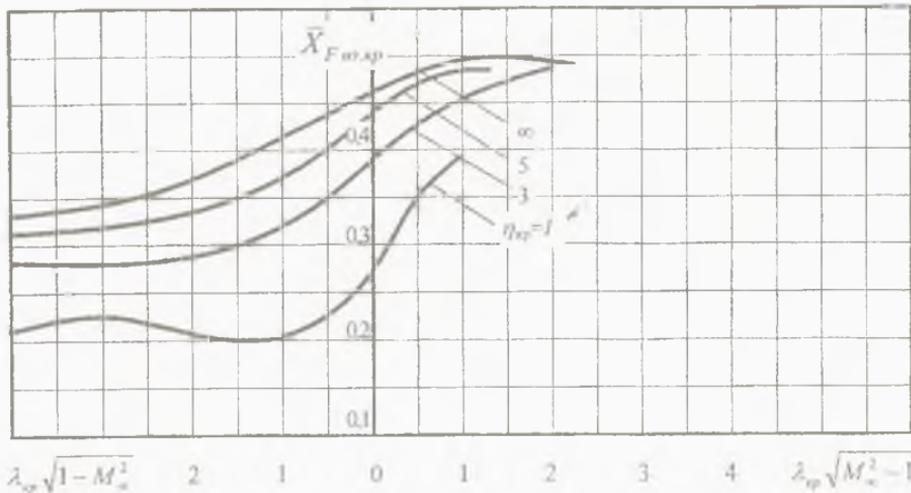


Рис. 8.6. Координата фокуса изолированного крыла $\lambda_{\text{кр.}} l g \chi_{0,5} = 2$

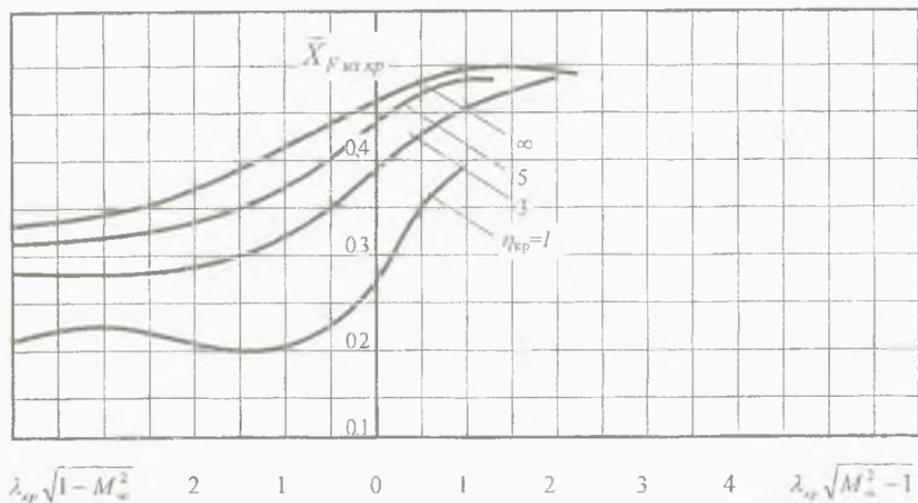


Рис. 8.7. Координата фокуса изолированного крыла $\lambda_{\text{кр.}} l g \chi_{0,5} = 3$

$$x_{F \text{ корп } i} = x_B + (b_B/2)F_1(\bar{L}_{x_B})F_2(\bar{L}_{x_B}),$$

где x_B – расстояние от вершины летательного аппарата до начала бортовой хорды крыла;

b_B – величина бортовой хорды.

Значение функции $F_1(\bar{L}_{x_B})$ в зависимости от относительной длины хвостовой части летательного аппарата определяется по формуле (5.1).

Значение функции $F_2(\bar{L}_{x_B})$ находится по зависимости

$$F_2(\bar{L}_{x_B}) = 1 - [1/(B\bar{b}_B^2)] \times \{ \exp[-B\bar{L}_{x_B}^2] - \exp[-B(\bar{b}_B + \bar{L}_{x_B}^2)] \} + \\ + (\pi)^{0,5}/(\bar{b}_B B^{0,5}) \Phi[\bar{L}_{x_B}(2B)^{0,5}],$$

где $\Phi[z]$ – функция Лапласа-Гаусса.

Числовое значение функции Лапласа-Гаусса $\Phi[z]$ для аргумента z определяется по рис. 5.10.

При достаточно длинной хвостовой части корпуса $\bar{L}_{x_B} \geq 0,7$ значения функций $F_1(\bar{L}_{x_B})$ и $F_2(\bar{L}_{x_B})$ приближенно определяются следующим образом:

$$F_1(\bar{L}_{x_B}) = 1, F_2(\bar{L}_{x_B}) = 1 + (1/\bar{b}_B)(\pi/B)^{0,5}.$$

При совпадении донного среза корпуса с концом бортовой хорды крыла хвостовая часть летательного аппарата отсутствует и $\bar{L}_{x_B} = 0$.

Тогда выражение для функции $F_2(\bar{L}_{x_B})$ принимает следующий вид:

$$F_2(\bar{L}_{x_B}) = 1 - [1/(B\bar{b}_B^2)] \times \{ 1 - \exp[-B\bar{b}_B^2] \}.$$

При дозвуковых и звуковых скоростях полета $M_\infty \leq 1$ следует принимать значения функций и координат фокуса

$$F_1(\bar{L}_{x_B}) = 1, F_2(\bar{L}_{x_B}) = 1,$$

$$x_{F \text{ корп } i} = x_B + b_B \bar{x}_{FB}, \quad \bar{x}_{FB} = \bar{x}_{Fиз \text{ кр}} + 0,02\lambda_{кр} \operatorname{tg}\chi_{0,5}.$$

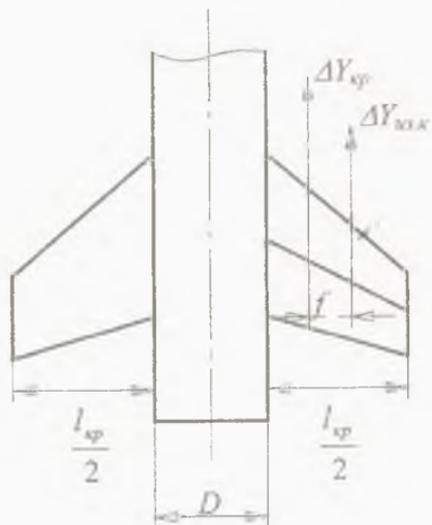


Рис. 8.8. Схема приложения дополнительной нормальной силы крыла

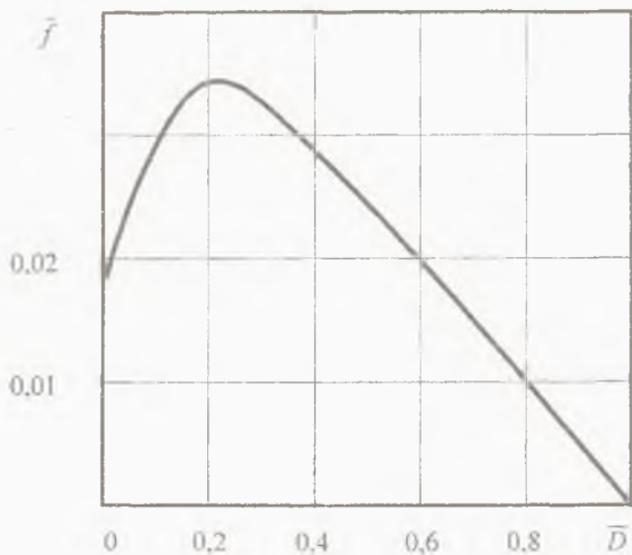


Рис. 8.9. Относительное расстояние дополнительной нормальной силы крыла

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета.-М.: Машиностроение,1973.-616 с.
2. Аэродинамика летательных аппаратов: Учебник для вузов по специальности "Самолетостроение"/ Г.А.Колесников, В.К.Марков, А.А.Михайлов и др.; Под ред. Г.А.Колесникова.-М.: Машиностроение,1993.-544 с.
3. Аэродинамика ракет: В 2-х кн. /Пер. с англ.; Под ред. М.Хемша, Дж.Нилсена.-М.: Мир, 1989.- Кн.1.-426 с., Кн. 2.-512 с.
4. Краснов Н.Ф., Боровский Е.Э., Хлупнов А.И. Основы прикладной аэрогазодинамики. В 2 кн. Кн.1. Аэродинамика крыла (профиля), корпуса и их комбинаций: Учеб. пособие для техн.вузов /Под ред. Н.Ф.Краснова.-М.: Высш. шк. 1990.-336 с.
5. Микеладзе В.Г., Титов В.М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет: Справочник.-М.: Машиностроение, 1990.-144 с.

Стандартная атмосфера

Геометрическая высота h , м	Температура T , К	Давление p , Па	Плотность ρ , кг/м ³	Скорость звука a , м/с	Коэффициент кинематической вязкости ν , м ² /с
1	2	3	4	5	6
0	288,15	101324,72	1,2250	340,26	$1,14607 \cdot 10^{-5}$
1000	281,90	89875,03	1,1117	336,43	$1,5812 \cdot 10^{-5}$
2000	275,14	79497,24	1,0066	332,52	$1,7164 \cdot 10^{-5}$
3000	268,64	70127,70	$9,0941 \cdot 10^{-1}$	328,56	$1,8624 \cdot 10^{-5}$
4000	262,13	61656,09	$8,1942 \cdot 10^{-1}$	324,56	$2,0271 \cdot 10^{-5}$
5000	255,63	54044,74	$7,3654 \cdot 10^{-1}$	320,51	$2,2103 \cdot 10^{-5}$
6000	249,13	47213,32	$6,6022 \cdot 10^{-1}$	316,41	$2,4253 \cdot 10^{-5}$
7000	242,63	41079,94	$5,9010 \cdot 10^{-1}$	312,25	$2,6452 \cdot 10^{-5}$
8000	236,14	35647,64	$5,2591 \cdot 10^{-1}$	308,05	$2,9030 \cdot 10^{-5}$
9000	229,64	30790,72	$4,6712 \cdot 10^{-1}$	303,78	$3,1942 \cdot 10^{-5}$
10000	223,15	26491,08	$4,1357 \cdot 10^{-1}$	299,45	$3,5232 \cdot 10^{-5}$
12000	216,66	19390,35	$3,7180 \cdot 10^{-1}$	295,07	$4,5595 \cdot 10^{-5}$
13000	216,66	16571,92	$2,6648 \cdot 10^{-1}$	295,07	$5,3351 \cdot 10^{-5}$
14000	216,66	14164,13	$2,2776 \cdot 10^{-1}$	295,07	$5,2420 \cdot 10^{-5}$
15000	216,66	12106,97	$1,9467 \cdot 10^{-1}$	295,07	$7,3029 \cdot 10^{-5}$
16000	216,66	10347,92	$1,6640 \cdot 10^{-1}$	295,07	$8,5437 \cdot 10^{-5}$
17000	216,66	8845,91	$1,4224 \cdot 10^{-1}$	295,07	$9,9952 \cdot 10^{-5}$
18000	216,66	7561,89	$1,2159 \cdot 10^{-1}$	295,07	$1,1692 \cdot 10^{-4}$
19000	216,66	6464,65	$1,0395 \cdot 10^{-1}$	295,07	$1,3676 \cdot 10^{-4}$
20000	216,66	5526,86	$8,8721 \cdot 10^{-2}$	295,07	$1,5997 \cdot 10^{-4}$
21000	216,66	4725,33	$7,5983 \cdot 10^{-2}$	295,07	$1,8710 \cdot 10^{-4}$
22000	216,66	4040,32	$6,4966 \cdot 10^{-2}$	295,07	$2,1883 \cdot 10^{-4}$
23000	216,66	3454,64	$5,5550 \cdot 10^{-2}$	295,07	$2,5593 \cdot 10^{-4}$
24000	216,66	2954,15	$4,7501 \cdot 10^{-2}$	295,07	$2,9929 \cdot 10^{-4}$
25000	216,66	2526,18	$4,0621 \cdot 10^{-2}$	295,07	$3,4998 \cdot 10^{-4}$
26000	219,40	2162,35	$3,4336 \cdot 10^{-2}$	296,93	$4,1842 \cdot 10^{-4}$
27000	222,14	1854,51	$2,9085 \cdot 10^{-2}$	298,78	$4,9911 \cdot 10^{-4}$
28000	224,87	1594,40	$2,4701 \cdot 10^{-2}$	300,61	$5,9370 \cdot 10^{-4}$
29000	227,61	1372,55	$2,1007 \cdot 10^{-2}$	302,43	$7,0510 \cdot 10^{-4}$
30000	230,35	1183,59	$1,7901 \cdot 10^{-2}$	304,25	$8,3565 \cdot 10^{-4}$
31000	233,08	1022,99	$1,5291 \cdot 10^{-2}$	306,05	$9,8788 \cdot 10^{-4}$
32000	235,82	885,27	$1,3087 \cdot 10^{-2}$	307,84	$1,1661 \cdot 10^{-3}$

1	2	3	4	5	6
33000	238,55	767,75	$1,1212 \cdot 10^{-2}$	309,62	$1,3730 \cdot 10^{-3}$
34000	241,28	666,92	$9,6295 \cdot 10^{-3}$	311,38	$1,6138 \cdot 10^{-3}$
35000	244,01	580,24	$8,2842 \cdot 10^{-3}$	313,14	$1,8929 \cdot 10^{-3}$
36000	246,74	505,61	$7,1388 \cdot 10^{-3}$	314,89	$1,2165 \cdot 10^{-3}$
37000	249,47	441,24	$6,1619 \cdot 10^{-3}$	316,62	$2,5908 \cdot 10^{-3}$
38000	252,20	385,46	$5,3244 \cdot 10^{-3}$	318,36	$3,0248 \cdot 10^{-3}$
39000	254,93	337,54	$4,6128 \cdot 10^{-3}$	320,07	$3,5216 \cdot 10^{-4}$
40000	257,66	295,85	$4,0003 \cdot 10^{-3}$	321,78	$4,0956 \cdot 10^{-3}$
41000	260,38	259,80	$3,4762 \cdot 10^{-3}$	323,47	$4,7529 \cdot 10^{-3}$
42000	263,11	228,50	$3,0236 \cdot 10^{-3}$	325,16	$5,5099 \cdot 10^{-3}$
43000	265,83	201,06	$2,6350 \cdot 10^{-3}$	326,84	$6,3448 \cdot 10^{-3}$
44000	268,56	177,18	$2,2984 \cdot 10^{-3}$	328,51	$7,3674 \cdot 10^{-1}$
45000	271,28	156,41	$2,0086 \cdot 10^{-3}$	330,17	$8,4977 \cdot 10^{-3}$
47000	274,00	122,26	$1,5545 \cdot 10^{-3}$	331,82	$1,1067 \cdot 10^{-2}$
48000	274,00	108,21	$1,3748 \cdot 10^{-3}$	331,82	$1,2513 \cdot 10^{-2}$
49000	274,00	95,63	$1,2159 \cdot 10^{-3}$	331,82	$1,4148 \cdot 10^{-2}$
50000	274,00	84,58	$1,0754 \cdot 10^{-3}$	331,82	$1,5997 \cdot 10^{-2}$
55000	270,56	45,76	$5,8928 \cdot 10^{-4}$	329,74	$2,8903 \cdot 10^{-2}$
60000	253,40	24,12	$3,3162 \cdot 10^{-4}$	319,11	$4,8749 \cdot 10^{-2}$
65000	236,26	12,16	$1,7937 \cdot 10^{-4}$	308,13	$8,5151 \cdot 10^{-2}$
70000	219,15	5,83	$9,2747 \cdot 10^{-5}$	296,76	$1,5475 \cdot 10^{-1}$
75000	202,06	2,64	$4,5549 \cdot 10^{-5}$	284,95	$2,9463 \cdot 10^{-1}$
80000	185,00	1,11	$2,0979 \cdot 10^{-5}$	272,66	$5,9202 \cdot 10^{-1}$
85000	185,00	0,45	$8,5303 \cdot 10^{-6}$	272,66	$1,4560 \cdot 10^{-2}$
90000	185,00	$1,84 \cdot 10^{-1}$	$3,4733 \cdot 10^{-6}$	272,66	$3,5759 \cdot 10^{-2}$

Общие требования к оформлению пояснительной записки

Пояснительная записка курсовой работы должна содержать следующие последовательно расположенные части:

- титульный лист,
- реферат,
- содержание,
- введение,
- основную часть,
- заключение,
- список использованных источников.

На титульный лист выносятся название министерства, университета и кафедры, название курсовой работы, фамилия и инициалы студента, номер его группы, год написания курсовой работы и фамилия преподавателя, руководившего работой.

Реферат составляется на одной странице и должен содержать сведения об объеме курсовой работы, количестве рисунков, таблиц и использованных литературных источников, перечень ключевых слов и текст реферата. Перечень ключевых слов должен характеризовать содержание реферируемой курсовой работы и содержать от 5 до 15 ключевых слов в родительном падеже, написанных в строку через запяты. Текст реферата должен отражать объект исследования, цель проводимой работы, метод расчета, полученные результаты, область применения. Объем реферата около 1200 знаков.

Содержание представляет собой пронумерованный перечень разделов курсовой работы в порядке их следования с обозначением номеров страниц, на которых они начинаются.

Во введении должны быть приведены цели и задачи курсовой работы и необходимость проведения такого расчета при баллистическом проектировании летательного аппарата.

В основной части обосновывается выбор расчетной схемы летательного аппарата, приводится постановка задачи, обосновывается и подробно описывается методика расчета и приводятся основные численные результаты. Часть результатов представляется в виде таблиц и рисунков, отображающих требуемые функциональные зависимости рассматриваемых параметров.

Заключение должно содержать краткие выводы по результатам проделанной работы с теоретическим и физическим обоснованием основных функциональных зависимостей.

Список использованных источников представляет собой список печатных работ в виде книг, журнальных статей, методических пособий и методических указаний, которые были использованы при выборе методики и проведении расчетов. Список источников составляется в порядке следования ссылок на них в тексте описания курсовой работы.

Образец оформления пояснительной записки

(Титульный лист)

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО
ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П.КОРОЛЕВА»

Кафедра аэрогидродинамики

А. А. Иванов

Группа 1310

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ
РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «Альфа»

Курсовая работа

Руководитель доцент Б. Б. Петров

Самара, 2005

РЕФЕРАТ

Курсовая работа 50 стр., 6 рисунков, 5 таблиц, 1 источник

РАКЕТОНОСИТЕЛЬ, ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ, СОПРОТИВЛЕНИЕ ТРЕНИЯ, СОПРОТИВЛЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ, КОЭФФИЦИЕНТ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ, УГОЛ АТАКИ, КОЭФФИЦИЕНТ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ, ФОКУС

Объектом исследования является аэродинамика ракеты-носителя на активном участке полета в атмосфере Земли.

Цель курсовой работы заключается в определении аэродинамических характеристик заданного летательного аппарата во всем диапазоне дозвуковых и сверхзвуковых скоростей полета, соответствующих числам Маха от 0 до 5.

Расчет аэродинамических характеристик проводится по известным методикам с использованием экспериментальных данных о величине аэродинамических коэффициентов для летательных аппаратов в виде тел вращения и крыльев с симметричным профилем.

Получены зависимости основных аэродинамических коэффициентов от чисел Маха, позволяющие определить динамическое влияние атмосферы на движущийся в ней летательный аппарат.

Полученные результаты можно использовать при решении задач баллистики и динамики движения летательного аппарата на активном участке полета в атмосфере.

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
ВВЕДЕНИЕ	
1. ФОРМИРОВАНИЕ РАСЧЕТНОЙ СХЕМЫ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ.....	
2 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ.....	
3. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ	
4. КОЭФФИЦИЕНТ СИЛЫ СОПРОТИВЛЕНИЯ ТРЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ.....	
4.1 Коэффициент сопротивления трения корпуса.....	
4.2 Коэффициент сопротивления трения ускорителей.....	
.....	
10 КООРДИНАТА ФОКУСА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ.....	
11 ЗАВИСИМОСТЬ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ ОТ ЧИСЛА МАХА.....	
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ.....	

ВВЕДЕНИЕ

Ракета-носитель "Альфа" предназначена для выведения на орбиту спутника Земли полезной нагрузки 50 тонн. Это достигается за счет придания ему определенной скорости и угла его наклона к местному горизонту на определенной высоте над поверхностью Земли. Требуемая скорость развивается за время полета ракеты на активном участке. При прохождении атмосферы двигательная установка ракеты должна развивать такую тягу, чтобы парировать аэродинамическое сопротивление и обеспечить требуемое ускорение. Поэтому параметры двигательной установки и необходимый запас топлива зависят от величин аэродинамических сил, действующих на ракету в полете.

Величина аэродинамического сопротивления, а также несущие свойства ракеты, влияющие на устойчивость ее движения, определяются формой ракеты, ее скоростью и углом атаки.

Форма ракеты "Альфа", внешний вид которой приведен на рис. П 3.1, а основные геометрические размеры приведены в табл. П 3.1, представляет собой сочетание конических и цилиндрических поверхностей и аэродинамических несущих поверхностей, предназначенных для управления угловым положением ракеты в плотных слоях атмосферы.

Целью данной курсовой работы является определение аэродинамических характеристик ракеты-носителя "Альфа".

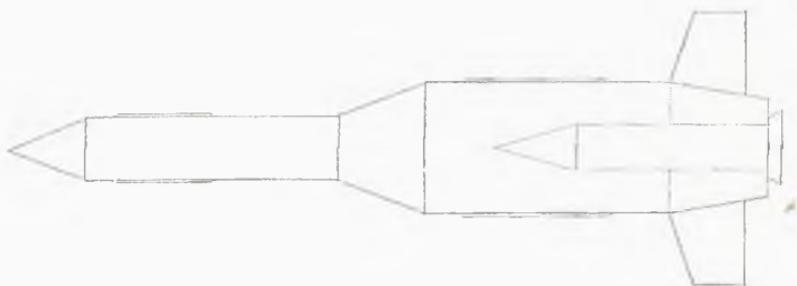


Рис. П 3.1. Схема ракеты-носителя «Альфа»

Таблица П 3.1

Основные геометрические параметры ракеты-носителя

Название параметра, обозначение и размерность	Величина
Длина ракеты L , м	40
Наибольший диаметр первой ступени D_2 , м	3.5
Наибольший диаметр второй ступени D_1 , м	3
Диаметр обтекателя полезной нагрузки $D_{пн}$, м	3
Диаметр ускорителя D_y , м	1,2
Размах крыльев $L_{кр}$, м	6
Количество ускорителей N	2
Количество крыльев n	2
Количество сопел n_c	4
Диаметр сопла d_c , м	1

1. ФОРМИРОВАНИЕ РАСЧЕТНОЙ СХЕМЫ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Формирование расчетной схемы ракеты-носителя заключается в уточнении и корректировке масштаба его изображения и приведения его формы к телу вращения.

По рис. П3.1 находятся две величины, выраженные в миллиметрах – длина ракеты $l_{\text{рис}}$ и наибольший диаметр корпуса $D_{\text{рис}}$. В табл. П3.1 приведены в метрах длина ракеты L и наибольший диаметр первой ступени D_2 . По этим данным определяются два масштаба изображения аппарата - масштаб по длине $\mu_L = L / l_{\text{рис}}$ и масштаб по диаметру $\mu_D = D_2 / D_{\text{рис}}$. Если масштабы не совпадают, то проводится корректировка рисунка за счет изменения его длины в соответствии с принятием нового масштаба по длине μ'_L , равного масштабу по диаметру $\mu'_L = \mu_D : l'_{\text{рис}} = L / \mu'_L$. Определение новой длины аппарата производится путем изменения длин цилиндрических частей корпуса ракеты при сохранении формы и размеров всех носовых частей.

Приведение корпуса и ускорителей аппарата к телам вращения производится за счет исключения из состава конструкции элементов, слабо влияющих на аэродинамические силы, и коррекции формы корпуса введением эквивалентного диаметра для отдельных частей корпуса. В результате формируется расчетная схема летательного аппарата, приведенная на рис. П 3.2.

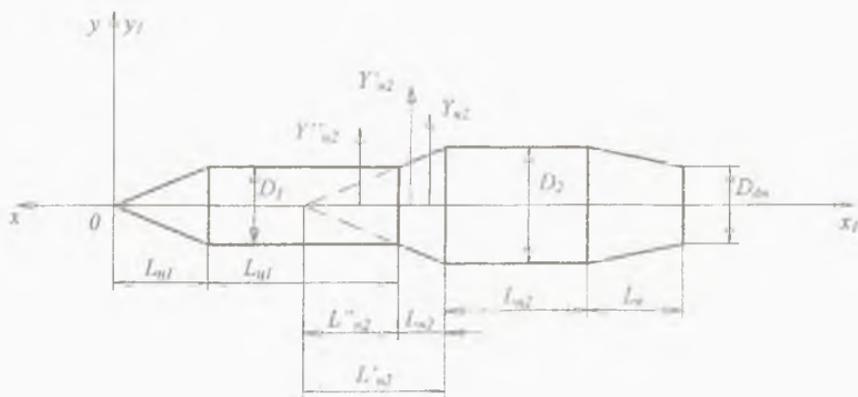


Рис. П 3.2. Расчетная схема летательного аппарата

2. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для ракеты-носителя «Альфа», расчетная схема которой приведена на рис. П 3.2, определить следующие аэродинамические характеристики:

- коэффициент силы сопротивления трения $c_{x_{тр}}(M_\infty, h)$ при нулевом угле атаки $\alpha = 0$ для нескольких высот полета носителя;
- коэффициент продольной силы сопротивления давления $c_{x_d}(M_\infty)$ при нулевом угле атаки $\alpha = 0$ для высоты полета $h = 10$ км;
- коэффициент продольной силы $c_{x_{a0}}(M_\infty, h)$ при нулевом угле атаки $\alpha = 0$ для высоты полета $h = 10$ км;
- производную по углу атаки коэффициента нормальной силы $c_y^\alpha(M_\infty)$;
- производную по углу атаки коэффициента подъемной силы $c_{y_a}^\alpha(M_\infty)$;
- коэффициент силы индуктивного сопротивления $c_{x_{ai}}(M_\infty, \alpha)$ для различных углов атаки α и высоты $h = 10$ км;
- коэффициент силы лобового сопротивления $c_{x_l}(M_\infty, \alpha)$ для различных углов атаки α и высоты $h = 10$ км;
- координату фокуса летательного аппарата $x_f(M_\infty)$;
- силу лобового сопротивления $X_a(M_\infty, \alpha)$ и подъемную силу $Y_a(M_\infty, \alpha)$ в зависимости от числа Маха M_∞ для углов атаки $\alpha = 0^\circ$, $\alpha = 2^\circ$ и $\alpha = 4^\circ$ и высоты $h = 10$ км.

Аэродинамические характеристики определить для следующих дискретных значений параметров :

- для значений чисел Маха набегающего невозмущенного потока M_∞ 0,1; 0,3; 0,5; 0,7; 0,9; 1,0; 1,1; 1,3; 1,5; 2,0; 2,5; 3,0; 3,5; 4,0; 4,5; 5,0;
- для значений высоты h полета ракеты-носителя
0 км; 10 км; 20 км; 30 км; 40 км; 60 км;
- для ряда значений углов атаки α ракеты-носителя
 $0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ$.

По результатам проведенных расчетов представить следующие графические зависимости:

- зависимость коэффициента силы сопротивления трения летательного аппарата $c_{x_{тр}}(M_\infty, h)$ от числа Маха и высоты полета;

- зависимость производной по углу атаки коэффициента подъемной силы летательного аппарата $c_{y_a}^\alpha(M_\infty)$ от числа Маха для высоты полета 10 км;

- зависимость коэффициента силы лобового сопротивления летательного аппарата $c_{x_a}(M_\infty, \alpha)$ от числа Маха и угла атаки для высоты полета 10 км;

- зависимость координаты фокуса летательного аппарата $x_F(M_\infty)$ от числа Маха для высоты полета 10 км ;

- зависимость силы лобового сопротивления $X_a(M_\infty, \alpha)$ и подъемной силы $Y_a(M_\infty, \alpha)$ от числа Маха M_∞ для углов атаки $\alpha = 0^\circ$ и $\alpha = 2^\circ$ и высоты $h = 10$ км.

3. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Летательный аппарат, расчетная схема которого приведена на рис.ПЗ-2, имеет следующие геометрические параметры:

- геометрические размеры элементов конструкции летательного аппарата

$$L = 40 \text{ м}, L_{H1} = 3 \text{ м}, L_{Ц1} = 6 \text{ м}, L_{H2} = 6 \text{ м}, L_{Ц2} = 15 \text{ м},$$

$$D_1 = 3 \text{ м}, D_2 = 6 \text{ м}; D_{дн} = 3 \text{ м},$$

$$b_B = 2 \text{ м}, b_k = 1 \text{ м}, l_k = 3 \text{ м},$$

$$\theta_1 = 15^\circ, \theta_2 = 30^\circ;$$

- удлинения элементов конструкции летательного аппарата

$$\lambda_{H1} = L_{H1}/D_1 = 3/3 = 1, \quad \lambda_{Ц1} = L_{Ц1}/D_1 = 6/3 = 2,$$

$$\lambda_{H2} = 1/(2 \operatorname{tg}\theta_2) = 1/(2 \operatorname{tg}30^\circ) = 3,5;$$

- сужения элементов конструкции летательного аппарата

$$\eta_k = D_{дн}/D_2 = 3/6 = 0,5, \quad \eta_{кр} = b_B / b_k = 2/1 = 2;$$

- площади поперечных сечений элементов конструкции летательного аппарата

$$S_1 = \pi D_1^2 / 4 = 3,143^2 / 4 = 7,1 \text{ м}^2;$$

- площади консолей летательного аппарата

$$S_k = [(b_B + b_k)/2] l_k = [(2 + 1)/2] 3 = 4,5 \text{ м}^2.$$

4. КОЭФФИЦИЕНТ СИЛЫ СОПРОТИВЛЕНИЯ ТРЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ

4.1 Коэффициент сопротивления трения корпуса

При безотрывном обтекании поверхности корпуса ЛА пограничным слоем, пренебрегая влиянием кривизны поверхности на величину силы трения, а также наклоном отдельных элементов поверхности к продольной оси корпуса, коэффициент сопротивления трения определяют следующим образом [1]:

$$c_{x \text{ тр корп}} = c_{fM=0} \eta_M F_{\text{корп}} / S_{M \text{ корп}} \quad (\text{П4.1})$$

где $c_{fM=0}$ - коэффициент трения одной стороны плоской пластины в несжимаемом потоке;

η_M - коэффициент влияния сжимаемости воздуха на сопротивление трения;

$F_{\text{корп}}$ - площадь боковой поверхности корпуса, безотрывно обтекаемая пограничным слоем;

$S_{M \text{ корп}}$ - площадь мидела корпуса.

Удвоенный коэффициент трения $2c_{fM=0}$ определяется по формулам в зависимости от числа Рейнольдса Re и относительной координаты точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный \bar{x}_T :

- для ламинарного пограничного слоя при значениях чисел Рейнольдса в диапазоне $Re < 485000$

$$2c_{fM=0} = 2,656 / (Re)^{0,5}; \quad (\text{П4.2})$$

- для турбулентного пограничного слоя при значениях чисел Рейнольдса в диапазоне $Re > 10^7$

$$2c_{fM=0} = 0,91 / (\lg Re)^{2,58}; \quad (\text{П4.3})$$

- для смешанного пограничного слоя при значениях чисел Рейнольдса в диапазоне $48500 < Re < 10^7$

$$2 c_{fM=0} = 0,91 / (\lg Re)^{2,58} [1 - \bar{x}_T + (40 \bar{x}_T^{0,625}) / Re^{0,375}]^{0,8}. \quad (\text{П4.4})$$

Число Рейнольдса определяется по длине корпуса $L_{\text{корп}}$:

$$Re = a_{\infty} M_{\infty} L_{\text{корп}} / \nu, \quad (\text{П4.5})$$

где a_{∞} - скорость звука на заданной высоте,

ν - коэффициент кинематической вязкости.

Скорость звука и коэффициент кинематической вязкости определяются по таблице стандартной атмосферы в зависимости от высоты полета летательного аппарата (Приложение 1).

Относительная координата точки перехода \bar{x}_T определяется по формуле как наименьшая величина из двух указанных в фигурных скобках

$$\bar{x}_T = \min \{ (10^{2n} / Re), (L_{\text{н1}} / L_{\text{корп}}) \}, \quad (\text{П4.6})$$

$$n = 5 + G_1(M_{\infty}) [1 - G_2(Re) / G_3(M_{\infty})]^{0,5}, \quad (\text{П4.7})$$

$$G_1(M_{\infty}) = 1,3 + 0,6 M_{\infty} (1 - 0,25 M_{\infty}^2),$$

$$G_2(Re) = \lg |(h_{\text{ш}} / L_{\text{корп}}) Re - 1|,$$

$$G_3(M_{\infty}) = (2,2 + 0,766 M_{\infty}^2) / (1 + 0,312 M_{\infty}^2),$$

где $L_{\text{н1}}$ - длина первой носовой части корпуса летательного аппарата, м;

$h_{\text{ш}}$ - средняя высота бугорков шероховатости поверхности, м.

Высота бугорков шероховатости выбирается из табл. 3.1 [1] для различных поверхностей.

Коэффициент η_M определяется по рис. 3.2 [1] для смешанного пограничного слоя. Для полностью ламинарного или турбулентного пограничного слоя коэффициент η_M определяется по формулам:

$$\text{- для ламинарного режима течения: } \eta_M = (1 + 0,1 M_{\infty}^2)^{-0,125},$$

$$\text{- для турбулентного режима течения: } \eta_M = (1 + 0,1 M_{\infty}^2)^{-2/3}.$$

Площадь смоченной боковой поверхности корпуса $F_{\text{корп}}$, состоящая из площадей боковых поверхностей конуса длиной $L_{\text{н1}}$ и диаметром D_1 , цилиндра длиной $L_{\text{ц1}}$ и диаметром D_1 , усеченного конуса длиной

$L_{н2}$ и диаметром D_2 , цилиндра длиной $L_{н2}$ и диаметром D_2 , кормовой части длиной $L_к$ и диаметрами D_2 и $D_{дн}$ (рис. П3.2) определяется следующим образом:

$$F_{\text{корп}} = \pi (D_1/2)(L_{н1}^2 + D_1^2/4)^{0,5} + \dots,$$

$$F_{\text{корп}} = 3,14 (3/2)(3^2 + 3^2/4)^{0,5} + \dots, \text{ м}^2.$$

4.2. Коэффициент сопротивления трения ускорителей

Ускорители представляют собой сочетание цилиндрических и конических поверхностей и поэтому коэффициент трения для них определяется по методике расчета коэффициента трения корпуса.

Коэффициент сопротивления трения ускорителя $c_{x \text{ тpy}}$ находится по формуле

$$c_{x \text{ тpy}} = c_{fM=0} \eta_M F_y / S_{My},$$

где F_y - площадь смоченной боковой поверхности ускорителя,

S_{My} - площадь миделя ускорителя.

Коэффициент трения плоской пластины $c_{fM=0}$ определяется по (П4.2)–(П4.4).

Число Рейнольдса находится по формуле

$$Re = a_{\infty} M_{\infty} L_y / \nu,$$

где L_y - длина ускорителя.

Координата перехода \bar{x}_T определяется по (П4.6)–(П4.7), в которых вместо параметров $L_{н1}$ и $L_{\text{корп}}$ используется длина носовой части ускорителя $L_{нy}$ и длина ускорителя L_y .

.....

Результаты расчетов по определению коэффициента сопротивления трения летательного аппарата приведены в табл. П4.1 и на рис. П4.1.

Коэффициент сопротивления трения ракеты-носителя

$$h = 0 \text{ км}, \quad a = 340 \text{ м/с}, \quad v = 1,4607 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$$

M_∞	V_∞ м/с	Корпус				
		Re	χ_T	$c_{fM=0}$	η_M	$c_{x \text{ тр корп}}$

Продолжение табл. П4.1

M_∞	V_∞ м/с	Ускоритель				
		Re	χ_T	$c_{fM=0}$	η_M	$c_{x \text{ тр у}}$

Окончание табл. П4.1

M_∞	V_∞ м/с	Крыло						
		Re	χ_T	$c_{fM=0}$	η_M	η_C	$c_{x \text{ тр кр}}$	$c_{x \text{ тр}}$

Рис. П 4.1. Зависимость коэффициента силы сопротивления трения ракеты-носителя от числа Маха и высоты полета

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных расчетов для ракеты-носителя «Альфа» получены аэродинамические характеристики аппарата – коэффициент лобового сопротивления $c_{x a}(M_{\infty}, \alpha)$, производная по углу атаки коэффициента аэродинамической подъемной силы $c_{y a}^{\alpha}(M_{\infty})$ и координата фокуса $x_F(M_{\infty})$ как функции числа Маха невозмущенного потока M_{∞} и угла атаки α .

Кроме того, в качестве промежуточных аэродинамических характеристик ракеты-носителя получены коэффициент силы сопротивления трения $c_{x тр}$, коэффициент силы сопротивления давления $c_{x д}$, коэффициент продольной силы при нулевом угле атаки $c_{x a0}$, производная по углу атаки коэффициента аэродинамической нормальной силы $c_{y}^{\alpha}(M_{\infty})$, коэффициент индуктивного сопротивления $c_{x и}$. Величина коэффициента сопротивления трения для ламинарного или турбулентного пограничного слоя на неизменной высоте полета монотонно убывает по мере увеличения числа Маха. Это связано с увеличением числа Рейнольдса, от которого обратно пропорционально зависит коэффициент сопротивления трения плоской пластины. При фиксированной величине числа Маха с возрастанием высоты полета коэффициент сопротивления трения возрастает. К этому приводит уменьшение числа Рейнольдса, вызванное увеличением коэффициента кинематической вязкости воздуха.

.....

Полученные аэродинамические характеристики позволяют определить динамическое воздействие внешней среды на летательный аппарат на активном участке его полета в атмосфере.

Учебное издание

**Васильев Валерий Валерьянович
Морозов Лев Владимирович
Шахов Валентин Гаврилович**

**РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ**

Учебное пособие

Редактор Т.К. Кретинина
Компьютерная верстка И.И. Спиридонова

Подписано в печать 12.04.2005 г. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная..

Усл.печ.л. 5,1. Усл.кр.-отт. 5,2. Уч.-изд.л. 5,5.

Тираж 200 экз. Заказ 37 . Арт. С-4/2005.

Самарский государственный аэрокосмический университет.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

РИО Самарского государственного аэрокосмического университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.