

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО
СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

КУЙБЫШЕВСКИЙ ОРДЕНА ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА

В. В. Васильев, В. Г. Шахов, С. В. Юрин

РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ
ХАРАКТЕРИСТИК
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Утверждено
редакционно-издательским
советом института
в качестве
учебного пособия

Васильев В. В., Шахов В. Г., Юрий С. В. *Расчет аэродинамических характеристик летательных аппаратов: Учебное пособие.* — Куйбышев: КуАИ, 1986, 68 с.

В учебном пособии даны содержание, порядок выполнения и требования к оформлению курсовой работы по факультативному курсу, приведены формулы, таблицы и графики, позволяющие рассчитывать аэродинамические характеристики летательных аппаратов.

Пособие предназначено для студентов и преподавателей учебных заведений.

Рецензенты: канд. техн. наук Г. Е. Фомин,
канд. техн. наук Н. И. Ключев

1. ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К КУРСОВОЙ РАБОТЕ

1.1. ЦЕЛЬ, ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ И СОДЕРЖАНИЕ КУРСОВОЙ РАБОТЫ

Цель курсовой работы — расчетным путем с привлечением экспериментальных данных получить аэродинамические характеристики летательного аппарата в заданном диапазоне изменения чисел Маха, углов атаки и высот полета. Эти характеристики являются исходными данными для исследования траектории полета, устойчивости и управляемости летательного аппарата и используются в дальнейшем при выполнении курсовой работы по динамике полета.

Основной задачей курсовой работы является закрепление и углубление знаний студентов по курсу «Аэрогазодинамика».

В процессе выполнения курсовой работы студент должен приобрести навыки в определении аэродинамических характеристик изолированных частей летательного аппарата и коэффициентов интерференции между ними в широком диапазоне изменения параметров полета. На основании этих данных он должен научиться рассчитывать аэродинамические характеристики летательного аппарата в целом. В результате студент приобретает навыки самостоятельной работы со специальной литературой и справочными данными по аэродинамике.

Анализ результатов, полученных в процессе выполнения курсовой работы, позволяет выяснить характер зависимости аэродинамических характеристик летательного аппарата от параметров полета и оценить вклад каждой отдельной части аппарата в его суммарные характеристики.

Содержание курсовой работы: полученные расчетным путем и представленные графически сквозные характеристики летательного аппарата, т. е. зависимости аэродинамических характеристик летательного аппарата от числа Маха набегающего потока M_∞ для указанного в задании диапазона высот и углов атаки.

В работе должны быть представлены следующие графики:

- 1) $Cx_{a\text{тр}}(M_\infty, H)$;
- 2) $Cx_{a\text{ло}}(M_\infty)$;
- 3) $Cx_{a0}(M_\infty)$; $Cy_a^\alpha(M_\infty)$ при $H = 10$ км;
- 4) $Cy_a(M_\infty)$; $Cx_{ai}(M_\infty)$ при $H = 10$ км, $\alpha = 2, 4, 6, 8^\circ$;
- 5) $x_{F\alpha}(M_\infty)$.

Графики должны быть построены по численным значениям аэродинамических характеристик при числах Маха набегающего потока M_8 , равных: 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, и при значениях высот H , равных: 0; 10; 20; 30; 40; 60 км. Примерный вид сквозных характеристик показан на рис. 1.

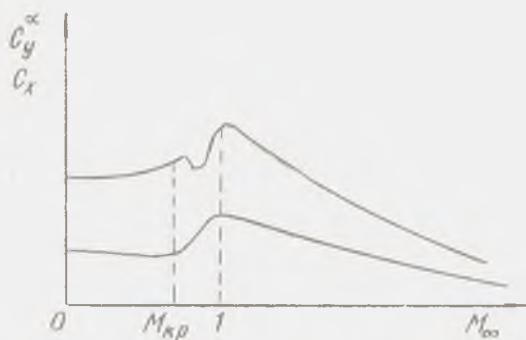


Рис. 1. Примерный вид сквозных характеристик

1.2. ОФОРМЛЕНИЕ КУРСОВОЙ РАБОТЫ

Записка к курсовой работе включает: титульный лист, оглавление, задание на работу, чертеж летательного аппарата, основную часть, приложения и список использованной литературы.

Записка к курсовой работе пишется на одной стороне листка белой бумаги формата 11 (297 × 210) с полями: 35 мм — левый край, не менее 10 мм — правый, не менее 20 мм — верхний и нижний. Обложка записки изготавливается из плотной бумаги (ватмана).

Надписи на титульном листе выполняются тушью или черными чернилами по прилагаемой форме (приложение 1).

В основную часть пояснительной записки включаются все необходимые материалы по каждому разделу проекта: расчеты, обоснования, рисунки, таблицы, описания и т. д.

Текст записки разделяется на разделы (главы) и подразделы (параграфы). Разделы должны быть пронумерованы арабскими цифрами в пределах всей записки. Подразделы (параграфы) нумеруются арабскими цифрами в пределах каждого раздела, например: «2.1» (первый параграф второго раздела). Разделы и подразделы имеют названия, которые пишутся крупным шрифтом.

Текст записки должен излагаться в безличной форме, например: «...величина коэффициента производной нормальной силы по углу атаки снимается с графика...». Нумерация страниц должна быть сквозной, включая схемы, рисунки, таблицы и приложения. Первой страницей является титульный лист, на котором номер страницы не ставится. Ссылка на использованную литературу дается в косых скобках, например: «...с графика рис. 6 в работе /1/».

Цифровой материал должен оформляться в виде таблиц по прилагаемой форме (приложение 2).

Графический материал представляется на миллиметровой бумаге, при этом соблюдается формат текстового материала и такая же разметка полей. Допускается увеличение формата миллиметровки только в правую сторону. Графики должны располагаться на миллиметровке с осью чисел Маха вдоль длинной стороны, а масштабы выбираться кратными 5 или 4. Чертеж летательного аппарата размещается после задания на работу, а графики сквозных аэродинамических характеристик размещаются в приложении. В качестве базового линейного размера должна выбираться величина диаметра корпуса летательного аппарата.

Записка, оформленная без учета указанных требований, к защите не принимается.

1.3. ТИПОВЫЕ СХЕМЫ ЧЛЕНЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Типичный летательный аппарат можно рассматривать как совокупность корпуса летательного аппарата, одного или нескольких типов крыльев и одного или нескольких типов ускорителей. В зависимости от вида ускорителей (рис. 2,а,б) возможны две схемы расчета аэродинамических характеристик летательного аппарата.

В случае, представленном на рис. 2,б, расчет аэродинамических характеристик ускорителей проводится по методике, полностью аналогичной методике расчета аэродинамических характеристик корпуса.

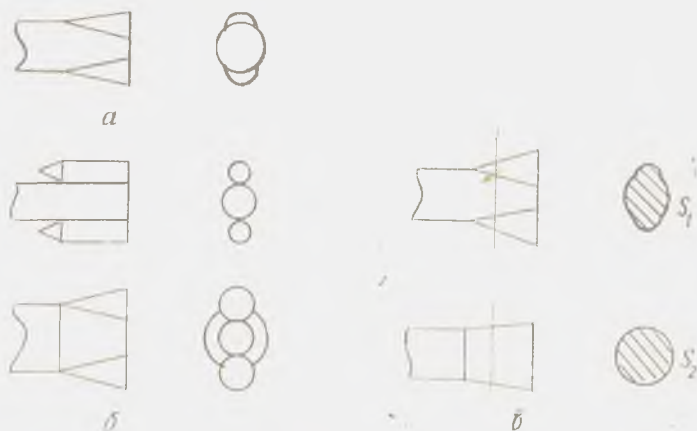


Рис. 2. Схемы типов ускорителей: *а* — расчет конфигурации заменяется расчетом эквивалентного корпуса; *б* — расчет ускорителей данного типа аналогичен расчету корпуса; *в* — схема замены действительной конфигурации эквивалентным корпусом $S_1 = S_2$

В другом случае (рис. 2,а) расчет аэродинамических характеристик комбинации корпуса и ускорителя заменяется расчетом аэродинамических характеристик эквивалентного корпуса, геометрия которого получается по правилу: площадь каждого поперечного сечения эквивалентного корпуса равна сумме площадей соответствующих поперечных сечений корпуса и ускорителей (рис. 2,в).

2. РАСЧЕТ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ И СИЛЫ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ИЗОЛИРОВАННОГО КРЫЛА И ИЗОЛИРОВАННОГО КОРПУСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

2.1. РАСЧЕТ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ ИЗОЛИРОВАННОГО КРЫЛА

При малых углах атаки α коэффициент подъемной силы плоских (не закрученных) крыльев малого удлинения с симметричным профилем пропорционален величине угла атаки:

$$C_{y_{a \text{ кр}}} = C_{y_{\text{кр}}} \alpha.$$

Коэффициент производной подъемной силы по углу атаки связан с коэффициентом производной нормальной силы крыла по углу атаки соотношением (при малых α)

$$C_{y_{\alpha}^*} \approx C_{y_{\alpha}^*}.$$

Коэффициенты производных подъемной и нормальной сил по углу атаки $C_{y_{\alpha}^*}$ и $C_{y_{\alpha}^*}$ имеют размерность 1/град.

Производная $C_{y_{\alpha}^*} = (\partial C_{y_{\alpha}^*} / \partial \alpha)_{\alpha=0}$ зависит, главным образом, от числа M_{∞} и от формы крыльев в плане, характеризуемой для трапецевидных крыльев удлинением $\lambda_{кр}$, сужением $\eta_{кр}$ и углом стреловидности χ . Из теории подобия и линейной теории крыльев малого удлинения можно записать:

$$\frac{C_{y_{\alpha}^*}}{\lambda_{кр}} = f(\lambda_{кр} \sqrt{|M_{\infty}^2 - 1|}; \lambda_{кр} \lg \chi_{0,5}; \lambda_{кр} \sqrt[3]{\bar{c}}; \eta_{кр}).$$

Здесь $\chi_{0,5}$ — угол стреловидности по линии, проходящей через середины хорд; \bar{c} — относительная толщина профиля крыла. Для тонкого крыла $\lambda_{кр} \sqrt[3]{\bar{c}} = 0$, по линейной теории следует, что относительное сужение слабо влияет на величину $C_{y_{\alpha}^*} / \lambda_{кр}$. Этот результат предполагается справедливым и для крыльев конечной толщины ($\lambda_{кр} \sqrt[3]{\bar{c}} \neq 0$). На рис. 3,а,б,в,г нанесены зависимости $C_{y_{\alpha}^*} / \lambda_{кр}$, полученные путем обработки экспериментальных данных (данные для крыльев с разными сужениями усреднялись). Кривые построены по параметрам $\lambda_{кр} \lg \chi_{0,5}$; $\lambda_{кр} \sqrt[3]{\bar{c}}$ в зависимости от «приведенного» удлинения крыла $\Lambda = \lambda_{кр} \sqrt{|M_{\infty}^2 - 1|}$.

Графиками рис. 3 следует пользоваться в диапазоне чисел M_{∞} от нуля до предела применимости линейной теории, т. е. примерно до $M_{\infty} = 5$. Для сокращения числовых расчетов при определении $C_{y_{\alpha}^*}$ на рис. 4 приведена вспомогательная номограмма. Результаты расчетов должны быть приведены в виде таблицы (см. табл. П2.1).

2.2. РАСЧЕТ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ ИЗОЛИРОВАННОГО КОРПУСА

При малых углах атаки коэффициент подъемной силы корпуса рассчитывается по формулам:

$$C_{y_{\alpha}^*} = C_{y_{\alpha}^*} \alpha;$$

$$C_{y_{\alpha}^*} = C_{y_{\alpha}^*} - C_{x_{\alpha}^*} / 57,3,$$

где $C_{x_{\alpha}^*}$ — коэффициент лобового сопротивления при $\alpha = 0$ корпуса, методы расчета которого будут рассмотрены ниже, а

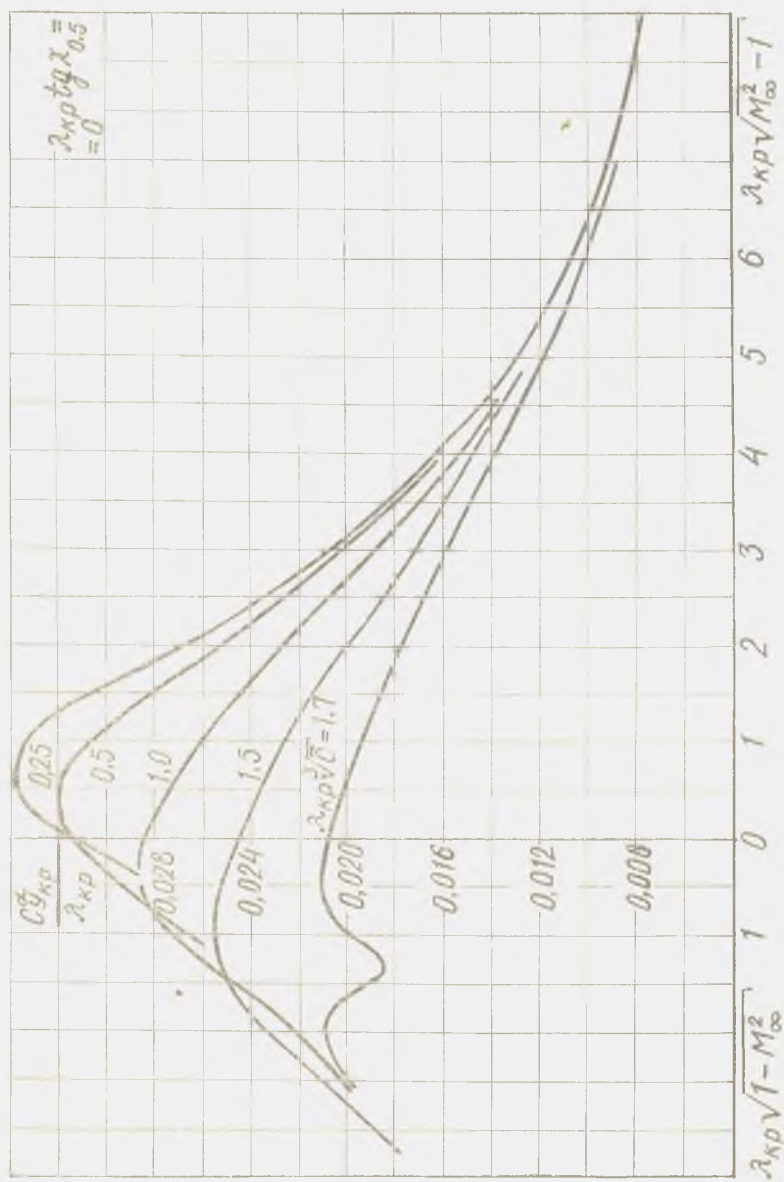


Рис. 3.а. График для определения величины коэффициента производной нормальной силы по углу атаки при $\lambda_{кр} \sqrt{C} = 1.7$

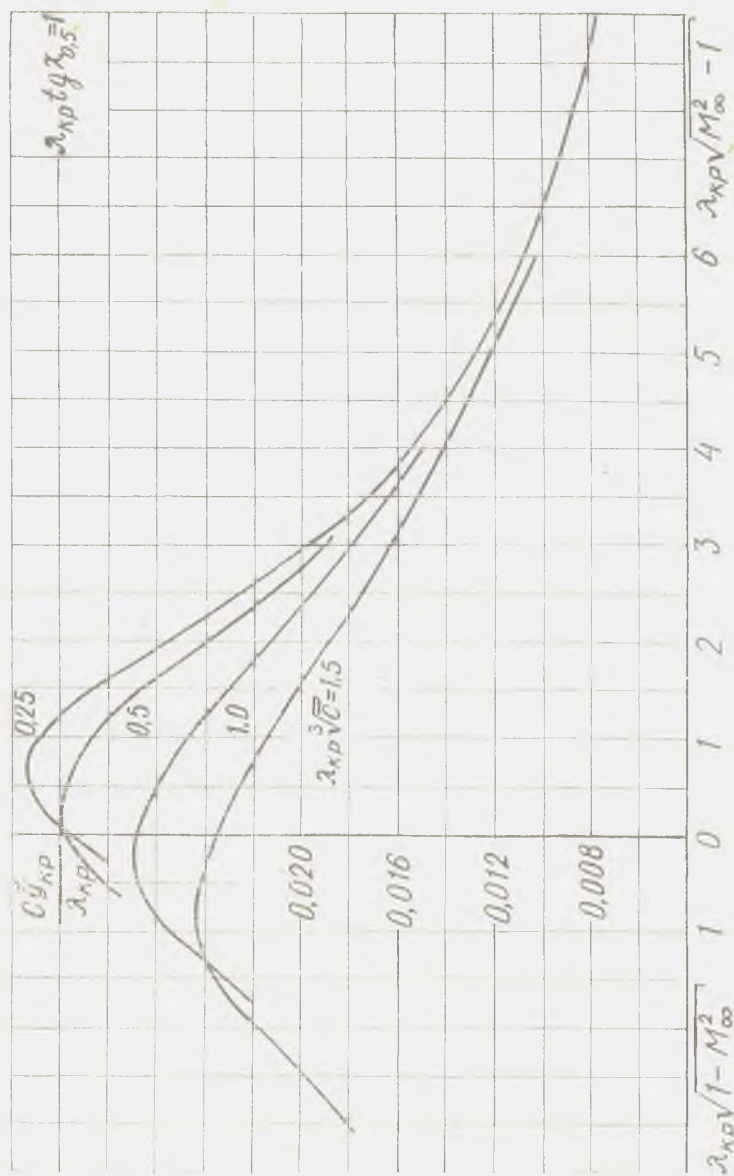


Рис. 3.б. График для определения величины коэффициента производной нормальной силы по углу атаки при $\lambda_{кр} \sqrt{C} = 1$

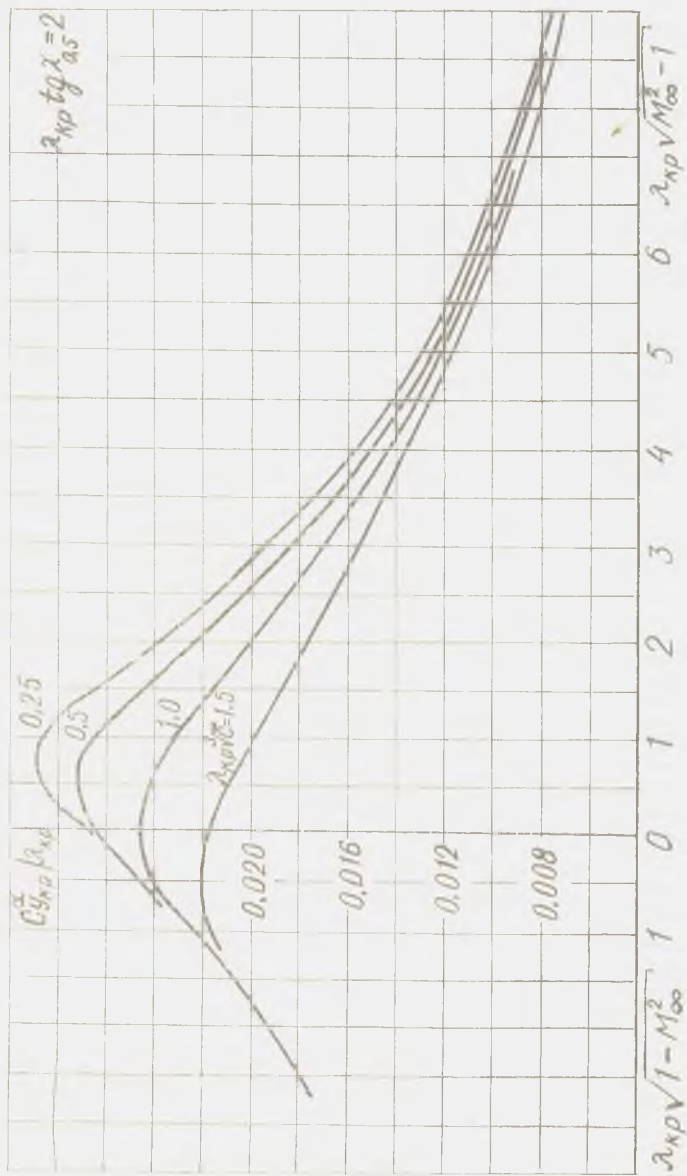


Рис. 3.в. График для определения величины коэффициента производной нормальной силы по углу атаки при $\lambda_{кр} \sqrt{\sigma} = 2$

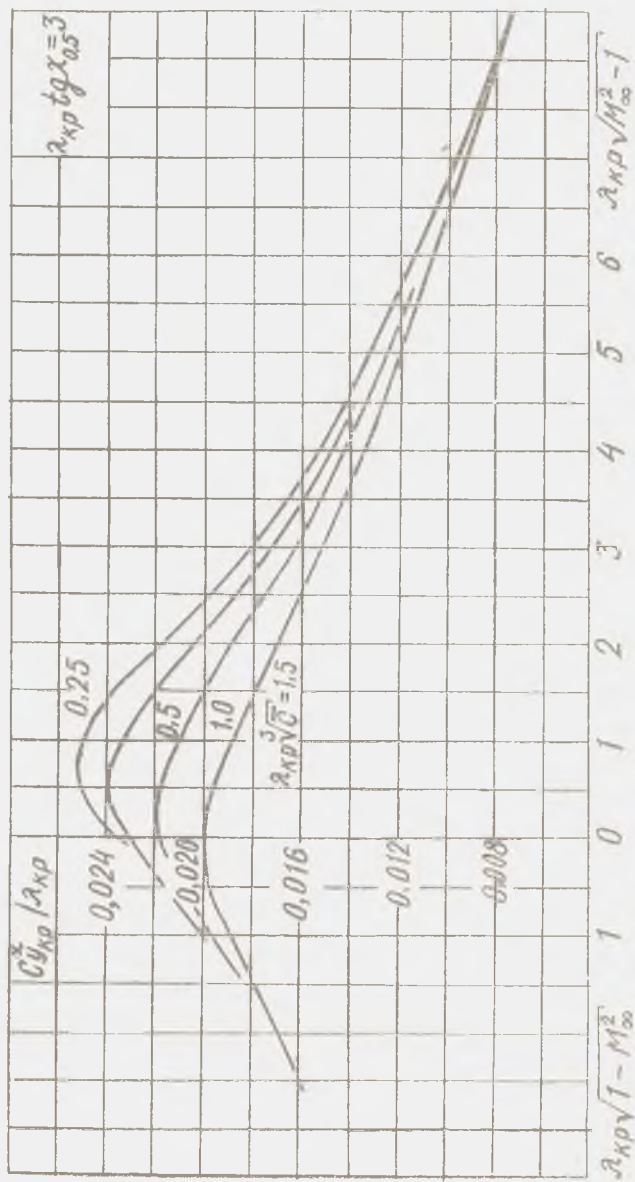


Рис. 3.2. График для определения величины коэффициента производной нормальной силы по углу атаки при $\lambda_{кр} \text{ tg } \alpha_{0.5} = 3$

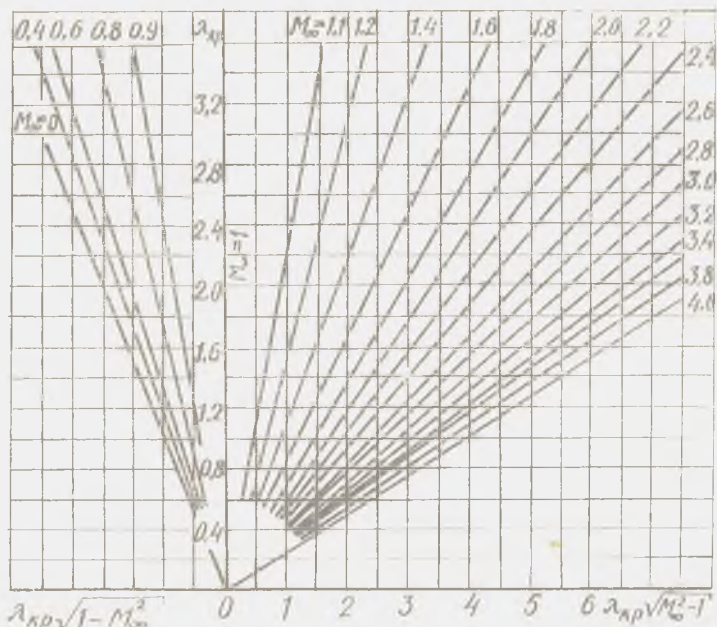


Рис. 1. Номограмма для определения параметра $\lambda_{кр} \sqrt{|M_\infty^2 - 1|}$

коэффициенты производных подъемной и нормальной сил по углу атаки имеют размерность 1/град.

Согласно теории тонких осесимметричных тел нормальная сила появляется только на участках корпуса с переменной площадью поперечного сечения $\bar{S}x$, причем знак этой силы зависит от знака производной $d\bar{S}x/dx$, где x — координата сечения по продольной оси связанной системы координат. Расширяющиеся части корпуса ($d\bar{S}x/dx > 0$) создают положительную нормальную силу, сужающиеся ($d\bar{S}x/dx < 0$) — отрицательную нормальную силу, а нормальная сила цилиндрических частей равна нулю.

Однако опыт показывает, что при сверхзвуковых скоростях цилиндрические части корпуса, примыкающие к расширяющимся частям, также создают некоторую нормальную силу. Этот факт учтен в экспериментальных зависимостях, представленных на рис. 5, а, б, в, посредством параметра $\lambda_{н1}/\lambda_{н2}$.

Величина коэффициента производной Cy_{ϕ}^z зависит от формы корпуса и определяется как сумма коэффициентов производных нормальной силы по углу атаки отдельных частей корпуса,

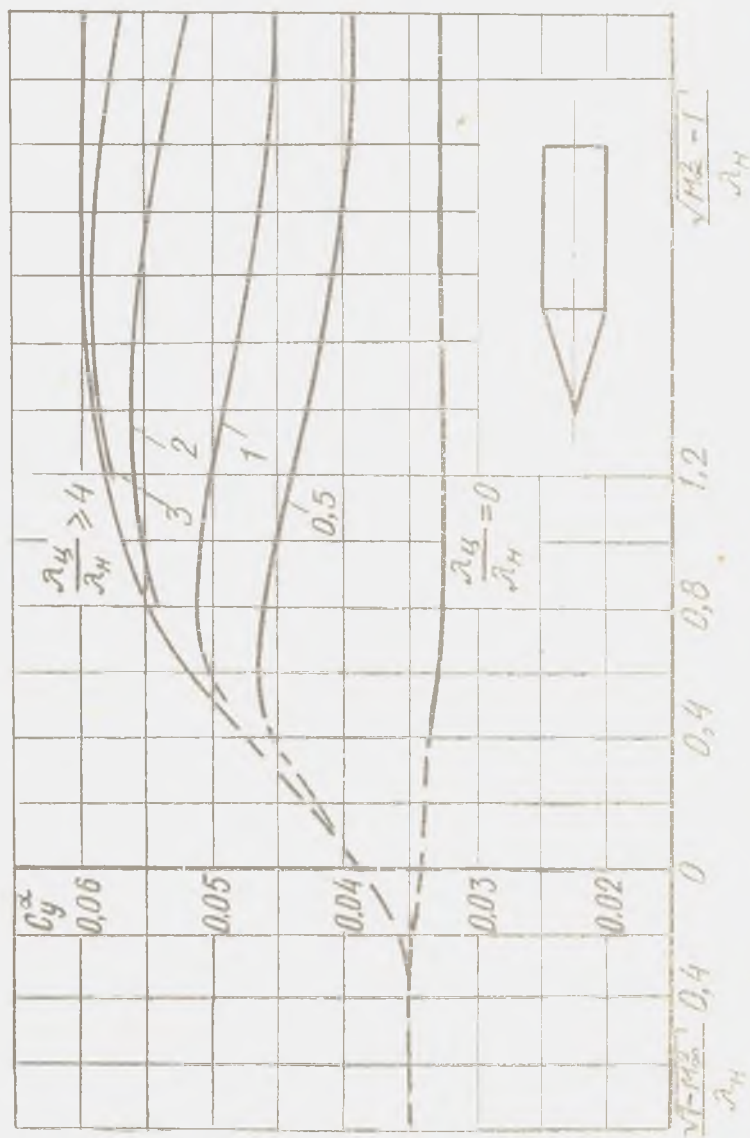


Рис. 5а. График для расчета нормальной силы комбинации конус + цилиндр

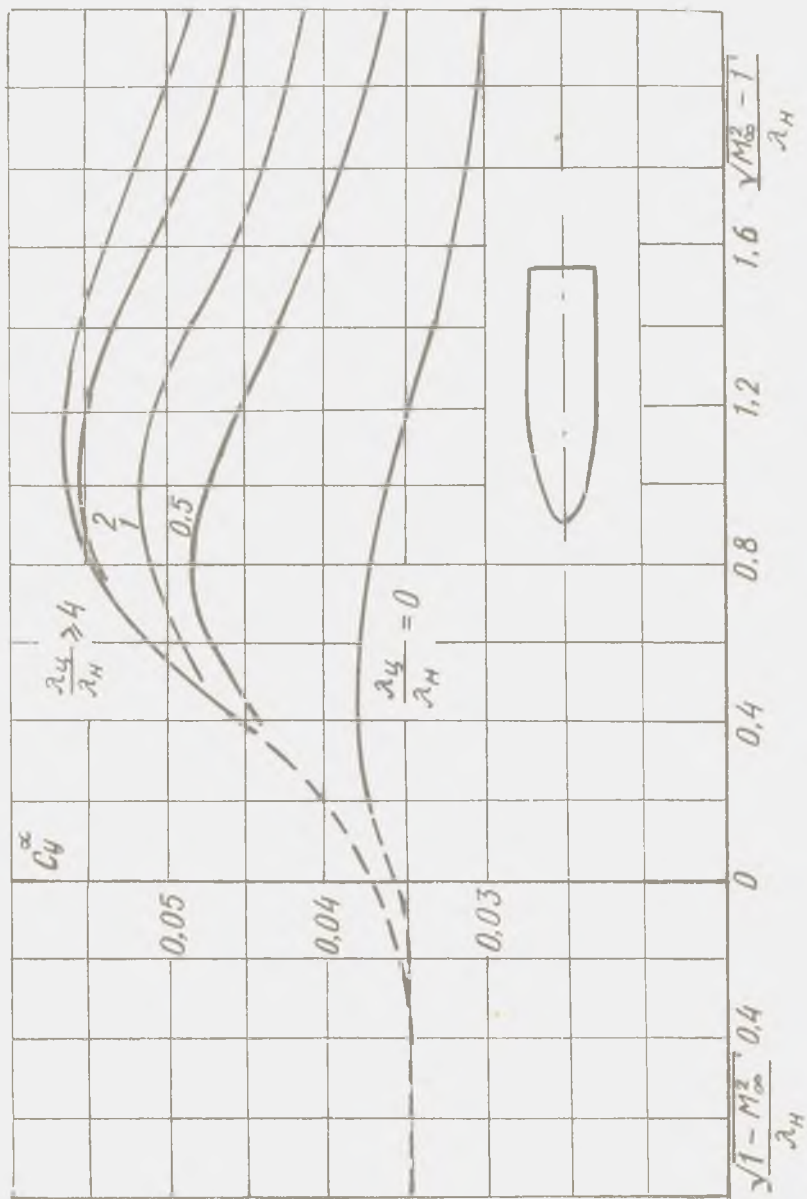


Рис. 5.б. График для расчета нормальной силы комбинации оживало + цилиндр

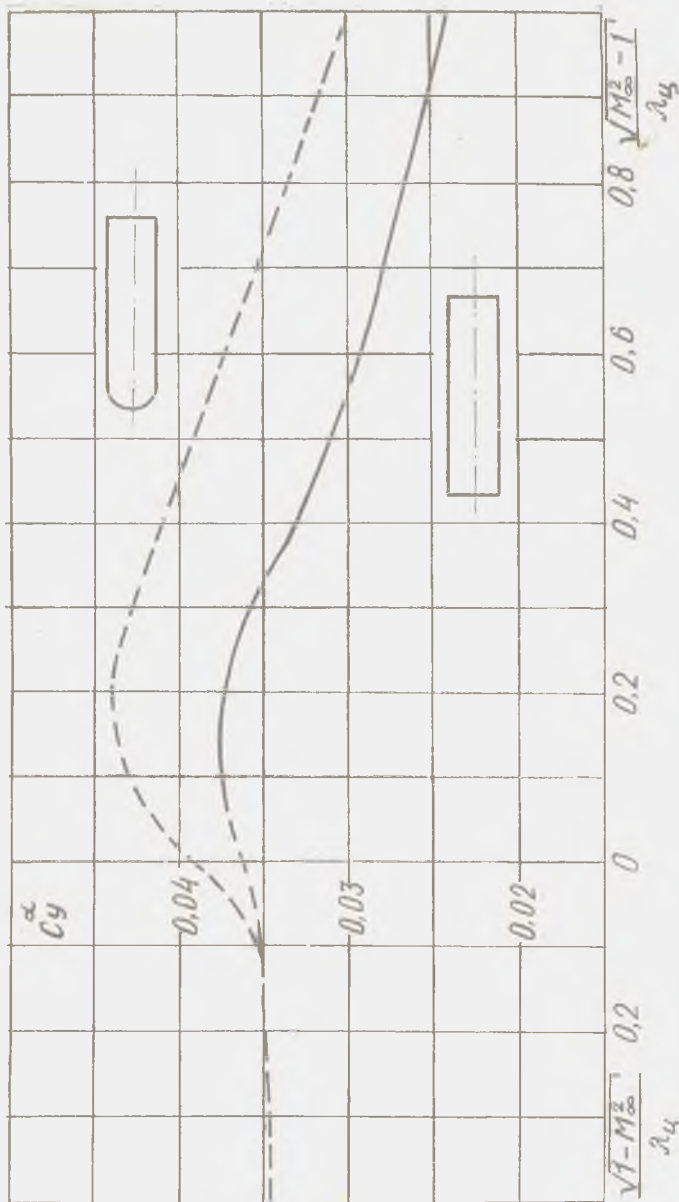


Рис. 5, в. График для расчета нормальной силы комбинаций цилиндр со сферическим затуплением и цилиндр с плоским торцом

умноженных на отношения характерных площадей этих элементов к площади миделя корпуса:

$$C y_{\Phi}^2 = \sum_i C y_i^2 \frac{S_i}{S_{\Phi}},$$

где $C y_i^2$ — коэффициенты производных нормальной силы по углу атаки отдельных элементов корпуса (определяется по табл. 1),

S_i — характерные площади отдельных элементов корпуса (для сужающихся и расширяющихся частей — площадь большего основания),

S_{Φ} — площадь миделя корпуса.

Результаты расчетов должны быть приведены в виде таблицы (см. табл. П 2.2).

2.3. РАСЧЕТ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ИЗОЛИРОВАННОГО КРЫЛА И ИЗОЛИРОВАННОГО КОРПУСА

Коэффициенты лобового сопротивления изолированного крыла и изолированного корпуса представляются в виде суммы двух слагаемых:

$$C x_{\alpha 0 \text{ кр}} = C x_{\alpha 0 \text{ кр}} + C x_{\alpha i \text{ кр}};$$

$$C x_{\alpha 0 \text{ ф}} = C x_{\alpha 0 \text{ ф}} + C x_{\alpha i \text{ ф}};$$

где $C x_{\alpha 0 \text{ кр}}$ и $C x_{\alpha 0 \text{ ф}}$ — коэффициенты лобового сопротивления крыла и корпуса соответственно при $\alpha = 0$, а $C x_{\alpha i \text{ кр}}$ и $C x_{\alpha i \text{ ф}}$ — коэффициенты индуктивного сопротивления крыла и корпуса, под которыми следует понимать сопротивление, зависящее от угла атаки.

Лобовое сопротивление крыла при $\alpha = 0$ складывается из профильного, волнового и донного сопротивлений:






$$C x_{\alpha 0 \text{ кр}} = C x_{\text{ап}} + C x_{\text{ав} 0} + C x_{\text{а дон кр}}.$$

Профильное сопротивление обусловлено вязкостью воздуха. Оно определяется в основном силами трения и в незначительной степени — разностью давления в носовой и хвостовой частях профиля.

Волновое сопротивление — это сопротивление давления, обусловленное сжимаемостью воздуха. Оно возникает при $M_{\infty} > M_{\text{кр}}$, когда обтекание крыльев сопровождается появлением скачков уплотнения.

Таблица 1

Формулы для расчета производной нормальной силы по углу атаки C_{y^2} для тел вращения

Элементы корпуса	Эскизы	Методика определения нормальной силы
Конус		$C_{y^2} = \frac{2}{57,3} \cos^2 \theta$
Конус + цилиндр		по рис. 5,а
Конус со сферическим затуплением		$C_{y^2} = \frac{2}{57,3} \left(1 - \frac{r^2}{2} \cos^2 \theta \right) \cos^2 \theta$
Оживало + цилиндр		по рис. 5,б
Полусфера + цилиндр или цилиндр с плоским торцом		по рис. 5,в

Элементы корпуса	Эскизы
Конус или оживало со сферическим затуПЛением + цилиндр	
Конус или оживало с плоским затуПЛением + цилиндр	
Сужающиеся части	

Продолжение табл. 1

Методика определения нормальной силы

$$Cy^{\alpha} = Cy^{\alpha I} - (Cy^{\alpha II} - Cy_{\text{сф}}^{\alpha}) \bar{r}^2$$

$Cy^{\alpha I}; Cy^{\alpha II}$ по рис. 5,а или 5,б
 при $\lambda_{\text{ц}}/\lambda_{\text{н}} = l_{\text{ц}}/l_{\text{н}}$ и $\lambda_{\text{ц}}/\lambda_{\text{н}} = 0$ соответственно,
 $Cy_{\text{сф}}^{\alpha}$ по рис. 5,в для полусферы

$$Cy^{\alpha} = Cy^{\alpha I} - (Cy^{\alpha II} - Cy_{\text{пт}}^{\alpha}) (d_1/d_2)^2$$

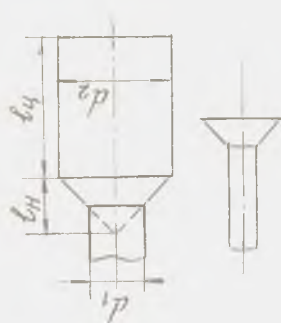
$Cy^{\alpha I}; Cy^{\alpha II}$ по рис. 5,а или 5,б при $\lambda_{\text{ц}}/\lambda_{\text{н}} =$
 $= l_{\text{ц}}/l_{\text{н}}$ и $\lambda_{\text{ц}}/\lambda_{\text{н}} = 0$ соответственно, $Cy_{\text{пт}}^{\alpha}$ по
 рис. 5,в для плоского торца

$$Cy^{\alpha} = -\frac{0,4}{57,3} (1 - \eta^2_{\text{корм}}),$$

где $\eta_{\text{корм}} = d_2/d_1$

$Cy^2 = Cy^{21} - Cy^{211}$ по рис. 5,а или 5,б или соответственно при $\lambda_{н}/\lambda_{к} = l_{н}/l_{к}$ и $\lambda_{н}/\lambda_{к} = 0$

Расширяющийся переходник или расширяющаяся кормовая часть



Донное сопротивление появляется при использовании профилей с затупленными задними кромками, которые могут применяться при больших числах M_{∞} . Появление его объясняется отрывом потока на задней кромке.

Таким образом, можно считать, что сопротивление давления для крыла при $\alpha = 0$ является суммой волнового и донного сопротивлений:

$$Cx_{ад\ 0\ кр} = Cx_{ав\ 0} + Cx_{а\ дон\ кр}$$

Лобовое сопротивление корпуса при $\alpha = 0$ можно разделить по физической природе на сопротивление трения и сопротивление давления:

$$Cx_{а\ 0\ ф} = Cx_{ад\ 0\ ф} + Cx_{а\ тр\ ф}$$

Сопротивление трения представляет собой результирующую сил трения, приложенных ко всей поверхности корпуса. Сопротивление давления — это результирующая сил избыточного давления, действующих, главным образом, на части корпуса с переменной площадью поперечных сечений, а также на донный срез:

$$Cx_{ад\ 0\ ф} = Cx_{ад} + Cx_{а\ корм} + Cx_{а\ дон\ ф}$$

Здесь $Cx_{ад}$ — коэффициент силы сопротивления расширяющихся частей, а $Cx_{а\ корм}$ — коэффициент силы сопротивления сужающихся частей.

3. РАСЧЕТ ПРОФИЛЬНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ КРЫЛА И СОПРОТИВЛЕНИЯ ТРЕНИЯ КОРПУСА

3.1. РАСЧЕТ ПРОФИЛЬНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ КРЫЛА

Расчет профильного сопротивления крыла и сопротивления трения корпуса существенно упрощается, если абсолютная температура поверхности тела $T_{\text{пов}}$ равна так называемой температуре восстановления (температуре адиабатической или теплоизолированной стенки) Tr :

$$Tr = T (1 + 0,2rM_{\infty}^2),$$

где T — абсолютная температура окружающей среды,

r — коэффициент восстановления температуры, равный 0,845 при ламинарном и 0,88 при турбулентном пограничном слое.

В этом случае коэффициент профильного сопротивления определяется по формуле.

$$Cx_{\text{ап}} = 2 C f_{m=0} \eta_c \eta_m, \quad (1)$$

где η_c — коэффициент, учитывающий влияние относительной толщины \bar{c} профиля крыла, определяется по рис. 6;

η_m — коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости, определяется по рис. 7 (определение относительного положения точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный \bar{x}_l будет дано ниже);

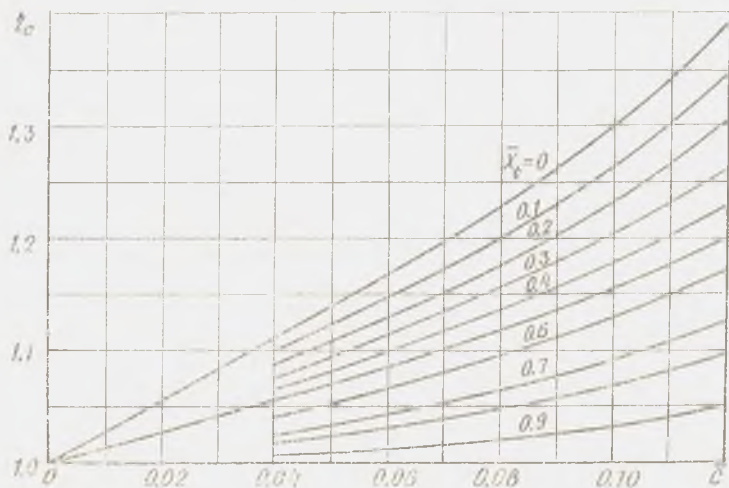


Рис. 6. График для определения поправочного коэффициента η_c

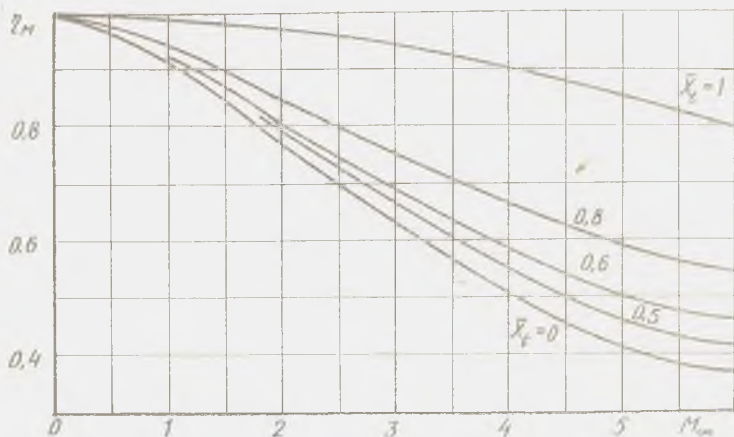


Рис. 7. Зависимость коэффициента трения плоской пластины от числа M_{∞}

$2C_{f_{M=0}}$ — удвоенный коэффициент трения плоской пластины в несжимаемом потоке, определяется по рис. 8 или по формулам: для ламинарного пограничного слоя $Re < 485000$ или $\bar{x}_l \geq 1$

$$2C_{f_{M=0}} = \frac{2,656}{\sqrt{Re}}$$

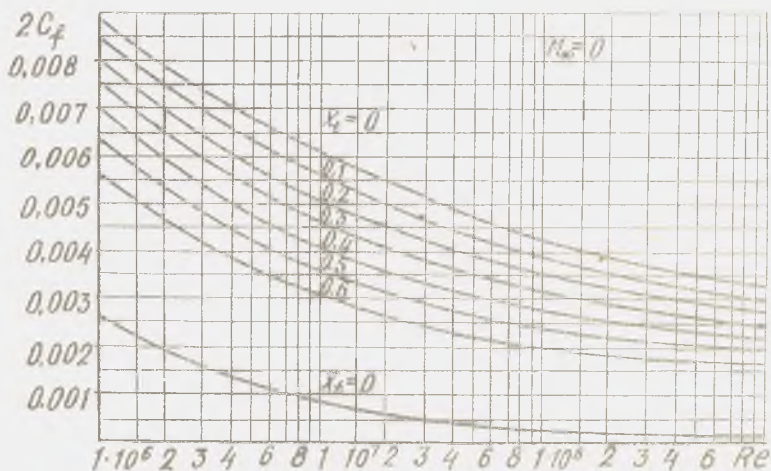


Рис. 8. График для определения удвоенного коэффициента трения плоской пластины

для турбулентного пограничного слоя $Re > 10^7$ или $\bar{x}_l = 0$

$$2 C f_{m=0} = \frac{0,91}{(lg Re)^{2,58}};$$

для смешанного пограничного слоя $0 < \bar{x}_l < 1$ и $485 \cdot 10^3 < Re < 10^7$

$$2 C f_{m=0} = \frac{0,91}{(lg Re)^{2,58}} - \frac{2 A}{Re^4}$$

Число Рейнольдса определяется по формуле

$$Re = \frac{V_\infty b}{\nu},$$

где V_∞ — скорость набегающего потока,

\bar{b} — средняя хорда крыла,

ν — кинематический коэффициент вязкости.

Значение скорости набегающего потока может быть найдено по формуле

$$V_\infty = M_\infty a,$$

где a — скорость звука на заданной высоте, определяется по табл. ПЗ.1.

Значения коэффициента A находятся из табл. 2.

Таблица 2

Re_l	$3 \cdot 10^5$	$5 \cdot 10^5$	10^6	$3 \cdot 10^6$
A	1050	1700	3300	8700

Переходное число Рейнольдса Re_l находится по формуле

$$Re_l = \frac{V_\infty x_l}{\nu},$$

где x_l — длина ламнарного участка пограничного слоя, измеренная вдоль хорды. Величина x_l зависит от многих факторов.

Для тщательно отполированных поверхностей при отсутствии теплопередачи и для нулевого градиента давления $(Re_l)_0$ можно приближенно определить по рис. 9. Шероховатость турбулизует пограничный слой и смещает его к носу тела. В этом случае $(Re_l)_0$ определяется по рис. 10 в зависимости от произведения $Re \frac{h}{L}$ для ряда значений чисел M_∞ (h — высота бугорков шероховатостей, определяется по табл. ПЗ.2, L — длина тела).

Рис. 9 и 10 относятся к заостренным конусам, плоским пластинам, а также к полым цилиндрам, ось которых парал-

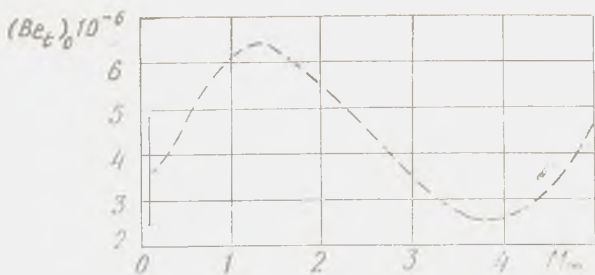


Рис. 9. График для определения критического числа Рейнольдса для гладких тел

дельна направлению набегающего потока. В последних двух случаях передняя кромка должна быть тщательно скруглена. При заостренной передней кромке пластины или цилиндра происходит преждевременная турбулизация пограничного слоя и, как показывает опыт, $(Re_t)_0$ уменьшается примерно вдвое по сравнению со значениями на рис. 9 и 10.

Смещение точки перехода может быть вызвано не только общей шероховатостью поверхности, но также единичными неровностями в носовой части тела (например, гребнями или канавками, расположенными перпендикулярно потоку). На рис. 11 показана зависимость $(Re_t)_0$ от произведения $Re \frac{h}{L} \frac{h}{B}$,

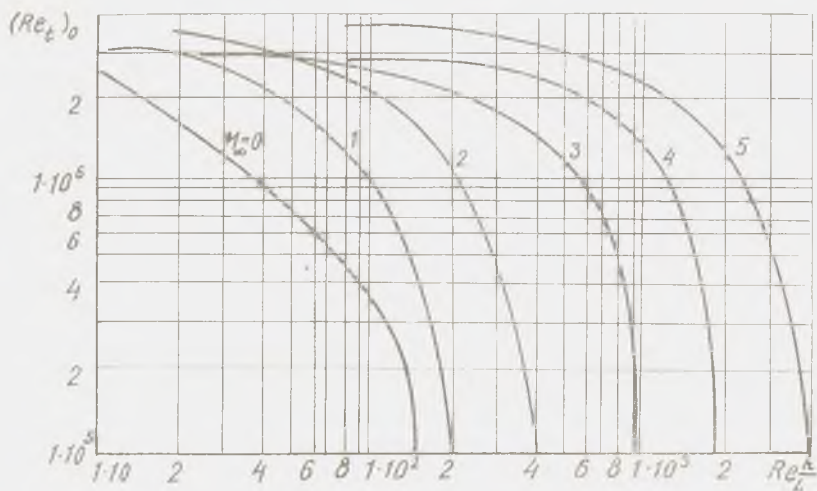


Рис. 10. График для определения критического числа Рейнольдса при шероховатой поверхности тела

где h и B — высота и ширина гребня или канавки, а L — длина тела (хорда крыла, длина корпуса и т. д.). Уступ на поверхности, например, соединение листов обшивки внахлестку, эквивалентен гребню или канавке такой же высоты с отношением $h/B = 0,5$. Ряд заклепок с выступающими головками дает примерно такой же эффект, как гребень, высота и ширина которого равны соответственно высоте и диаметру головки заклепки.

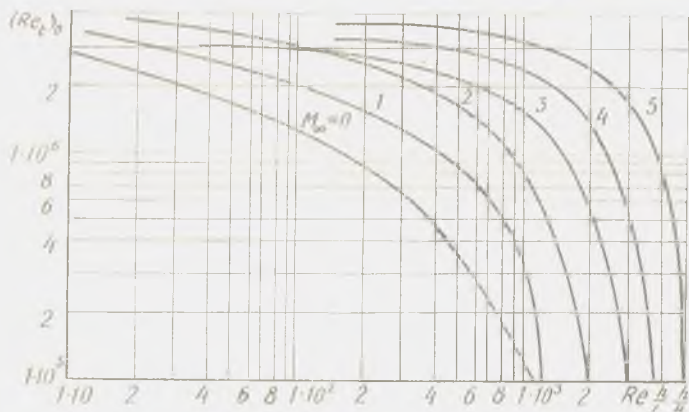


Рис. 11. График для определения критического числа Рейнольдса при наличии отдельных неровностей на поверхности тела

Даже при потайной кленке головки заклепок выступают над поверхностью обшивки (приблизительно на 5% диаметра головки).

Практически можно считать, что если на ламинарном участке находятся соединения отсков, панелей или листов обшивки ветяк или же внахлестку, а также сварочные швы, ряды винтов или заклепок, то в этом месте происходит турбулентный переход пограничного слоя. К этому же результату может привести излом обводов профиля крыла.

Если форма профиля обеспечивает отрицательный градиент давления (разгон потока), то найденное по рис. 10 и 11 значение $(Re_t)_0$ следует увеличить на 40% (при $M_{\infty} > 1$), сохраняя условие $\bar{x}_t \leq x_{p \min}$.

При $T_{\text{пов}} = Tr Re_t = (Re_t)_0$, а относительная координата точки перехода определяется по формуле

$$\bar{x}_t = \frac{x_t}{b} = \frac{Re_t}{Re}$$

При дозвуковых скоростях полета точка перехода близка к месту максимальной толщины профиля, поэтому можно принимать $\bar{x}_t \approx \bar{x}_c$.

В местах сопряжения крыльев с корпусом существование ламинарного пограничного слоя маловероятно.

С учетом этого обстоятельства найденное значение \bar{x}_t надо уменьшить еще на 15%.

Если на поверхность крыла падает скачок уплотнения, вызванный какой-либо другой частью летательного аппарата, то пограничный слой за скачком всегда следует считать турбулентным. Условие $T_{пов} = Tr$ может иметь место только в том случае, когда полет длительный, установившийся и, кроме того, потери тепла от излучения с поверхности тела равны притоку тепла от солнечного излучения и от работающего двигателя.

Если $T_{пов} \neq Tr$, то $Cx_{ап}$ определяется следующим образом. Зная T , $T_{пов}$, Re и M_∞ , подсчитывают определяющую (среднюю по толщине пограничного слоя) температуру

$$T' = 0,5 (T + T_{пов}) + 0,22 (Tr - T_{пов})$$

и число Re' , соответствующее этой температуре,

$$Re' = Re (T / T')^{1,76}.$$

По рис. 12 находят отношение $Re_t / (Re_t)_0$ и определяют \bar{x}_t . Удвоенный коэффициент трения пластины для несжимаемого потока $2Cf_{M=0}$ определяют по рис. 8 при $Re = Re'$, а затем находят $Cx_{ап}$ по формуле (1). Если $T_{пов}$ неизвестна, считать, что $T_{пов} = Tr$.

Результаты расчетов должны быть представлены в виде таблицы (см. рис. ПЗ.2).

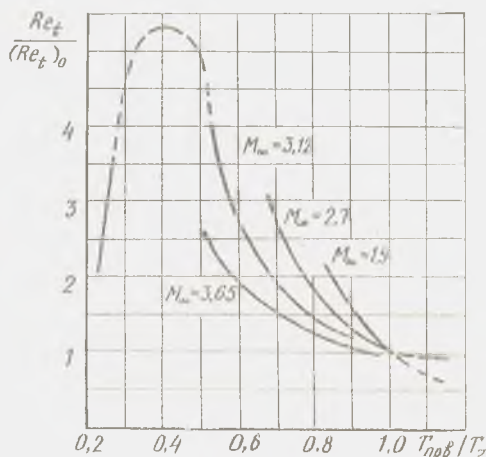


Рис. 12. Влияние температуры поверхности тела на критическое число Рейнольдса

3.2. РАСЧЕТ СОПРОТИВЛЕНИЯ ТРЕНИЯ КОРПУСА

Пренебрегая влиянием кривизны поверхности на силу трения, а также наклоном отдельных элементов поверхности к оси корпуса, можно написать

$$Cx_{а тр \phi} = \frac{2Cf}{2} \frac{F_\phi}{S_\phi} = \frac{2Cf_{M=0}}{2} \frac{F_\phi}{S_\phi} \gamma_{им},$$

где F_ϕ — площадь смоченной поверхности корпуса (без площади донного сечения).

Удвоенный коэффициент трения $2 C_f^*_{M=0}$ определяется так же, как и для крыла, только в данном случае Re подсчитывается по длине корпуса, а безразмерная координата \bar{x}_i вычисляется как

$$\bar{x}_i = \frac{F_i}{F_\Phi},$$

где F_i — площадь части поверхности корпуса, обтекаемой ламинарным пограничным слоем. Координата перехода x_i определяется так же, как для случая крыла.

Результаты расчетов должны быть представлены в виде таблицы, аналогичной табл. П2.3.

4. РАСЧЕТ СОПРОТИВЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ КРЫЛА

4.1. ВОЛНОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ ПРИ $\alpha = 0$

По теории крыльев конечного размаха в сверхзвуковом потоке коэффициент волнового сопротивления при $\alpha = 0$ является функцией следующих величин:

$$\frac{C_{x_{ав0}}}{\lambda_{кр} \bar{c}^2} = f(\lambda_{кр} \sqrt{|M_\infty^2 - 1|}; \lambda_{кр} \operatorname{tg} \chi \bar{c}; \lambda_{кр}^3 \sqrt{\bar{c}}; \eta_{кр}; \text{форма проф.}),$$

где $\chi \bar{c}$ — угол стреловидности по линии максимальных толщин крыла.

На рис. 13,а,б,в нанесены зависимости $C_{x_{ав0}} / (\lambda_{кр} \bar{c}^2)$ для трапецевидных крыльев с ромбовидным профилем.

Отметим, что при $\lambda_{кр} \operatorname{tg} \chi_{0,5} = 0$ и $M_\infty \approx 1$ значительное влияние оказывает параметр $\lambda_{кр}^3 \sqrt{\bar{c}}$, как это и следует из трансзвуковых правил подобия.

Для грубых расчетов в качестве $\bar{c}_{экр}$ можно принимать среднее арифметическое относительных толщин на конце и в корне крыла (при наличии корпуса — в бортовом сечении).

Для расчета $C_{x_{ав0}}$ крыльев с произвольным симметричным профилем можно использовать формулу

$$C_{x_{ав0}} = (C_{x_{ав0}})_{\text{ромб}} [1 + \varphi (K - 1)], \quad (2)$$

где $(C_{x_{ав0}})_{\text{ромб}}$ определяется по рис. 13, причем $\chi \bar{c}$ отсчитывается по линии максимальных толщин крыла с данным профилем (а не с ромбовидным); K определяется по табл. П3.3, а φ — по рис. 14. Формула (2) позволяет рассчитать и построить зависимость $C_{x_{ав0}} = f(M_\infty)$ при $M_\infty > 1$.

В диапазоне $M_{кр} < M_\infty < 1$ эта зависимость строится приближенно таким образом, чтобы при $M_\infty = M_{кр}$ выполнялись условия $C_{x_{ав0}} = 0$ и $\partial C_{x_{ав0}} / \partial M_\infty = 0$, т. е. кривая была бы касательна к оси абсцисс.

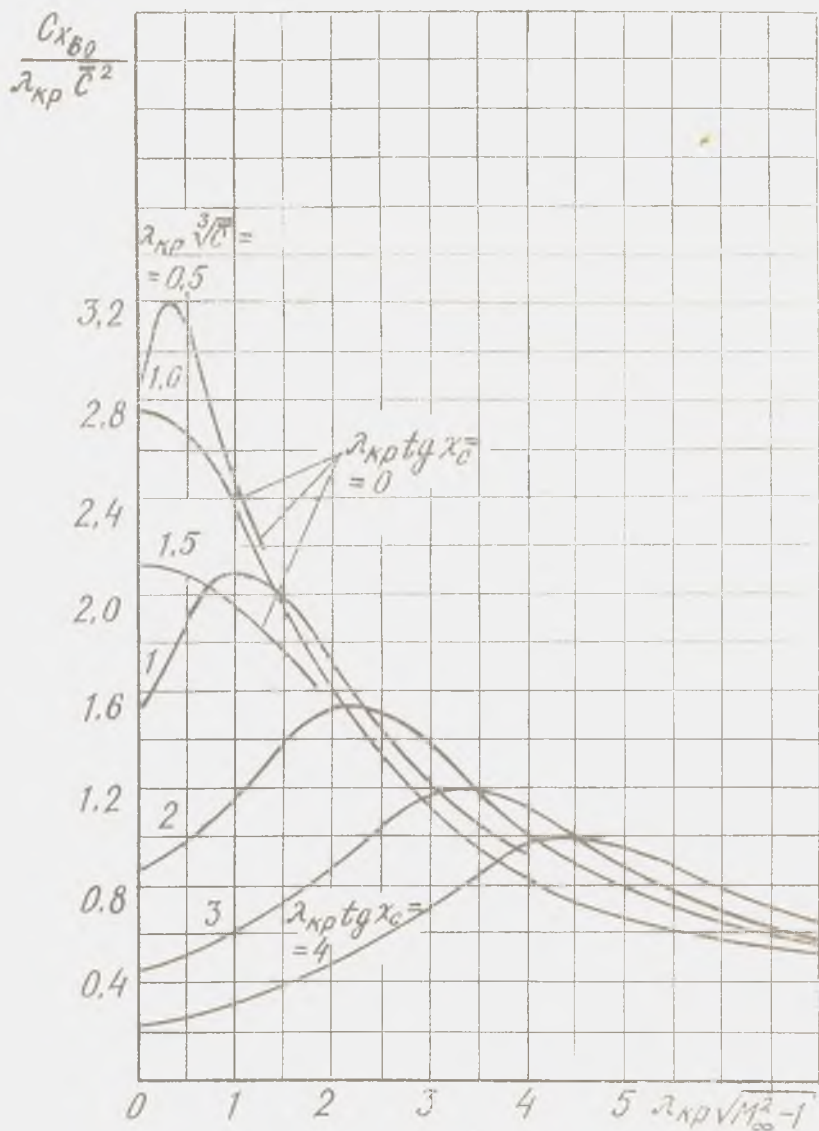


Рис. 13.а. График для расчета волнового сопротивления крыльев с ромбовидным профилем при $\alpha = 0$, $\bar{x}_c = 0,5$, $\mu_{кр} = 1$

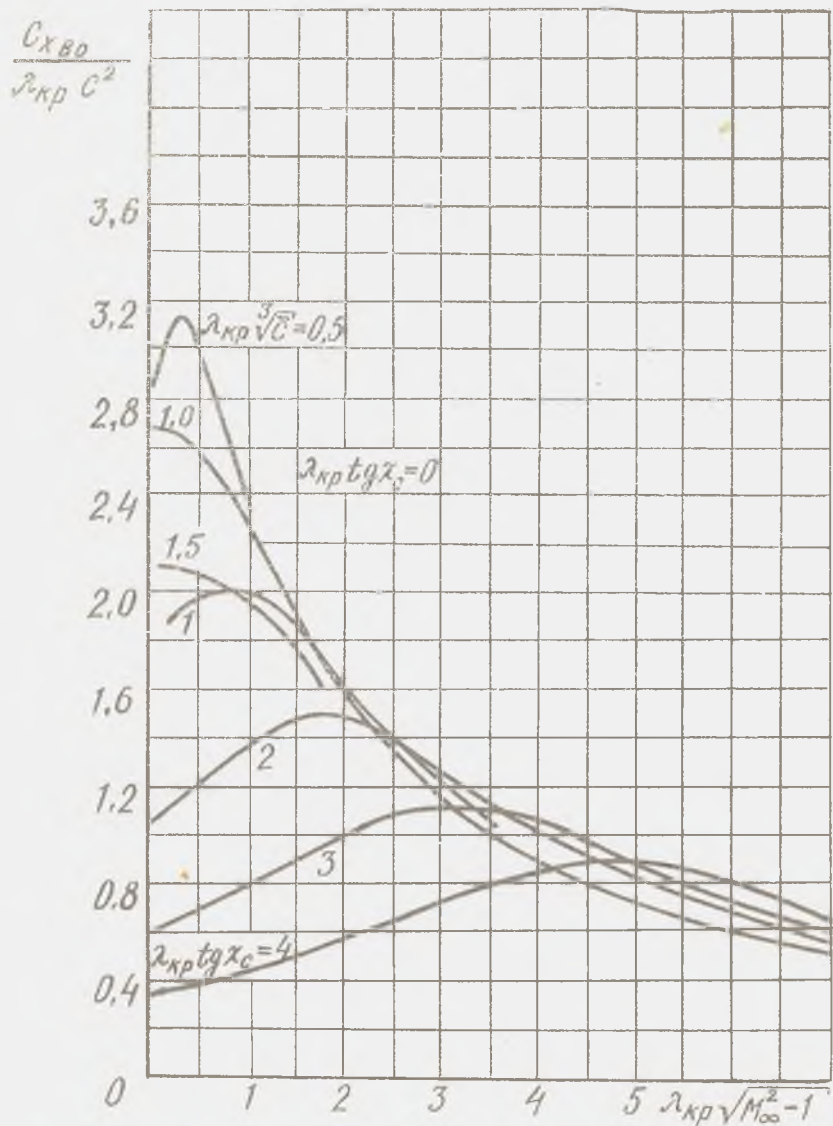


Рис. 13.6. График для расчета возможного сопротивления крыльев с ромбовидным профилем при $\alpha = 0$, $\bar{x}_c = 0.5$, $\eta_{кр} = 5$

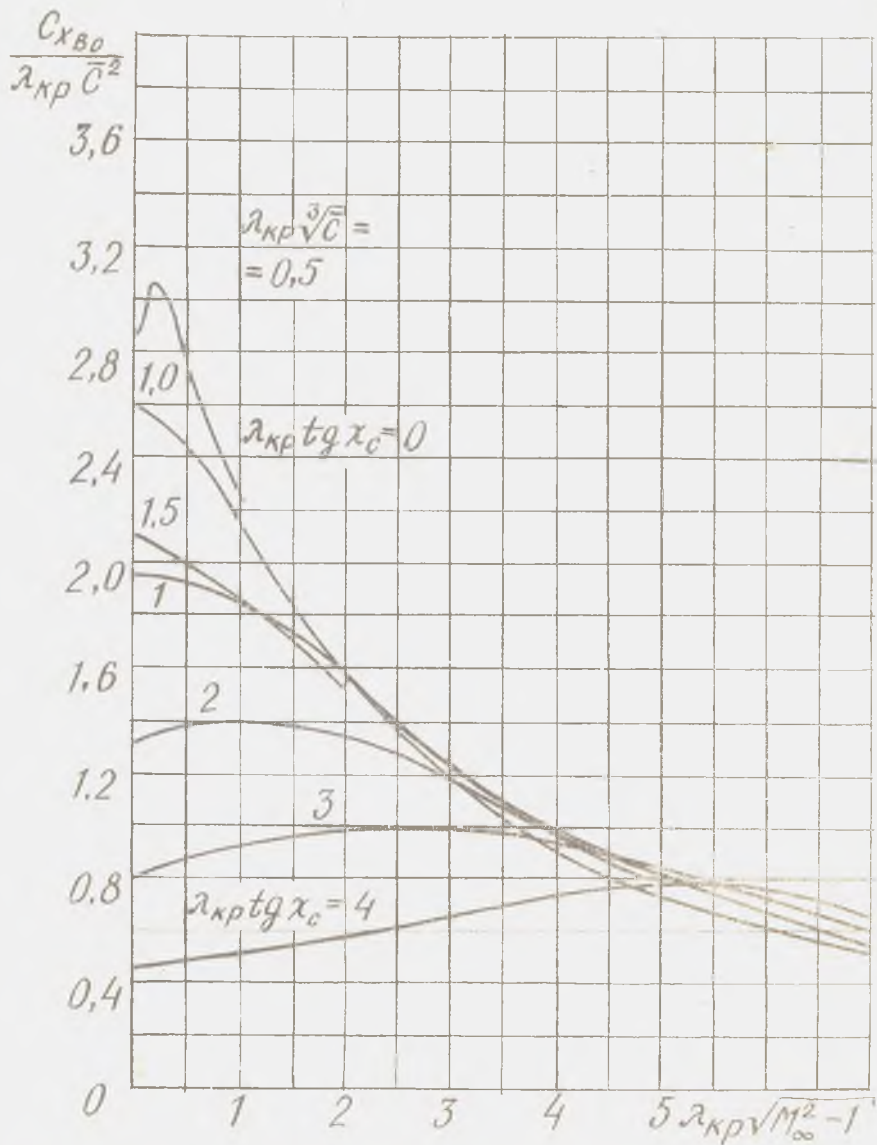


Рис. 13,в. График для расчета волнового сопротивления крыльев с ромбовидным профилем при $\alpha = 0$, $\bar{x}_c = 0.5$, $\lambda_{кр} = \infty$

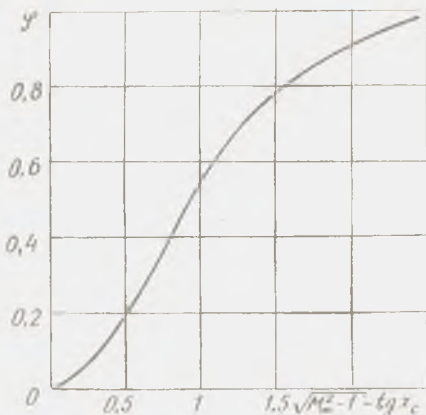


Рис. 14. График для расчета коэффициента φ

4.2. КРИТИЧЕСКОЕ ЧИСЛО МАХА

Значения $M_{кр}$ зависят, главным образом, от относительной толщины и формы профиля, угла стреловидности, удлинения и коэффициента нормальной силы крыльев.

Для перехода от $(M_{кр})_{проф}$ к $M_{кр}$ крыльев необходимо ввести поправки на конечность размаха и стреловидность крыльев по линии максимальных толщин:

$$M_{кр} = (M_{кр})_{проф} + \Delta M_{кр\alpha} + \Delta M_{кр\lambda}.$$

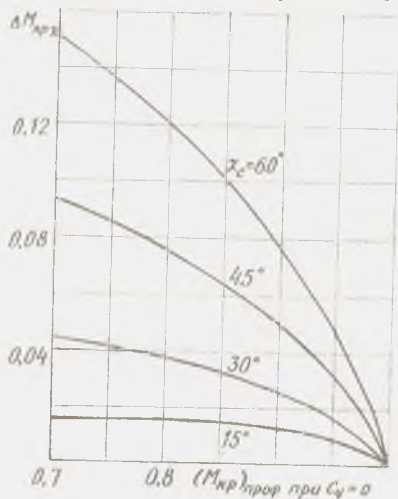


Рис. 15. Изменение критического числа Маха в зависимости от угла стреловидности крыла по линии максимальных толщин

Значения $\Delta M_{кр\alpha}$ и $\Delta M_{кр\lambda}$ находятся по рис. 15 и 16 соответственно. Для грубых прикидок значение $(M_{кр})_{проф}$

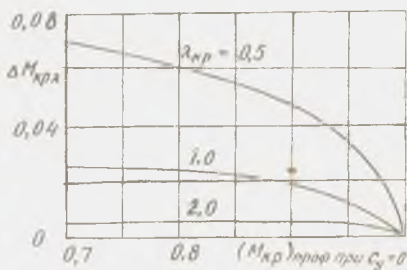


Рис. 16. Изменение критического числа Маха в зависимости от удлинения крыла

можно определить по формуле

$$(M_{кр})_{проф} = 1 - 0,7 \sqrt{\bar{c}} - 3,2 \bar{c} C_y^3/2.$$

Для определения в курсовой работе числа M_∞ , при котором возникнет волновое сопротивление, необходимо положить $C_y = 0$.

4.3. ДОННОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КРЫЛЬЕВ

Коэффициент донного сопротивления крыла отличен от нуля только для крыльев с затупленной задней кромкой. Коэффициент $Cx_{а дон кр}$, отнесенный к площади консолей, определяется формулой

$$Cx_{а дон кр} = -\bar{P}_{дон кр} \bar{h}, \quad (3)$$

где \bar{h} — отношение толщины задней кромки к хорде крыла, $-\bar{P}_{дон кр}$ определяется по рис. 17.

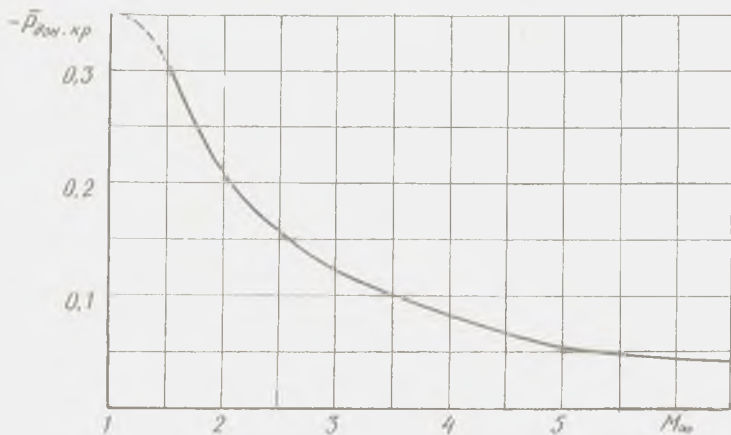


Рис. 17. График зависимости коэффициента донного давления профиля из числа Маха

Применение профилей крыльев с затупленной задней кромкой может оказаться целесообразным при больших числах M_∞ и больших толщинах \bar{c} профиля.

4.4. ИНДУКТИВНОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КРЫЛА

Коэффициент индуктивного сопротивления крыла может быть рассчитан по формуле

$$Cx_{а I кр} = C_{y_{кр}}^2 (K_{aa} - \xi \bar{c}_F \cdot 57,3 \cdot C_{y_{кр}}^a k_{aa}^2) \frac{\alpha^2}{57,3},$$

где $Cy_{кр}^z$ имеет размерность 1/град, а α — град;

$K_{\alpha\alpha}$ и $k_{\alpha\alpha}$ — коэффициенты интерференции (расчет коэффициентов интерференции рассмотрен в разд. 6);

c_F — теоретическая величина коэффициента подсосывающей силы, отнесенная к квадрату величины коэффициента нормальной силы крыла, определяется по рис. 18.

χ_0 — угол стреловидности по передней кромке крыла);

ξ — коэффициент реализации подсосывающей силы, определяется по рис. 19. На крыльях с заостренной

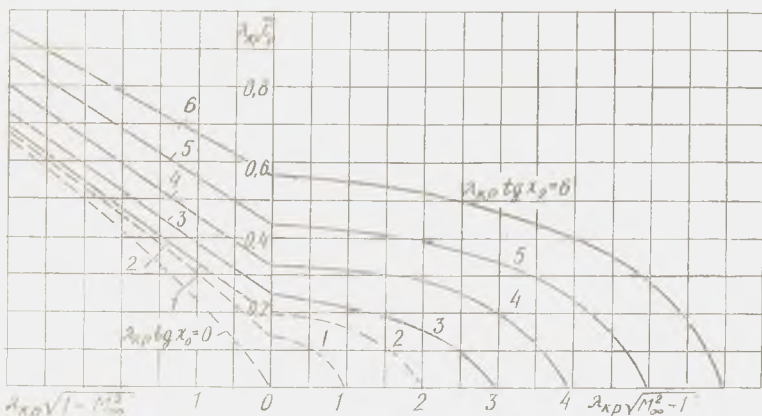


Рис. 18. График для расчета коэффициента подсосывающей силы

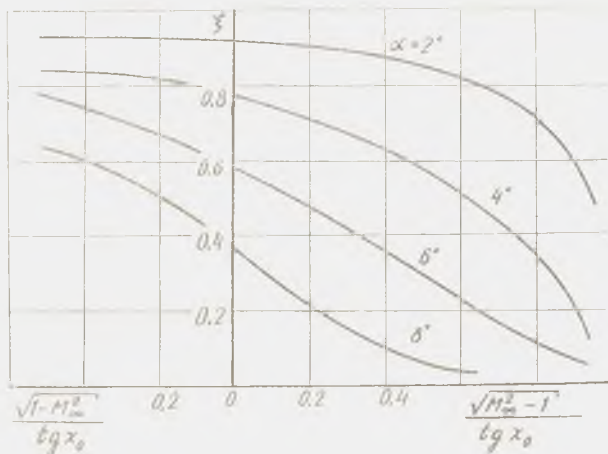


Рис. 19. График для расчета коэффициента реализации подсосывающей силы

передней кромкой подсасывающая сила практически не реализуется и можно считать $\xi = 0$.

Если пренебречь интерференцией, то выражение (3) упрощается:

$$C_{x_{a1} \text{кр}} = C_{y_{\text{кр}}}^2 (1 - 57,3 \cdot \xi \bar{c}_F C_{y_{\text{кр}}}^2) \frac{\alpha^2}{57,3}.$$

Результаты расчетов по разд. 4 должны быть представлены в виде таблиц (см. табл. П2.4, П2.5).

5. РАСЧЕТ СОПРОТИВЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ КОРПУСА

5.1. СОПРОТИВЛЕНИЕ НОСОВЫХ И КОРМОВЫХ ЧАСТЕЙ

Под носовыми частями понимаются расширяющиеся участки корпуса, а под кормовыми — сужающиеся. Сопротивление носовых частей определяется числом M_∞ , удлинением носовой части $\lambda_{\text{н}}$ и ее формой, что отражено на графиках рис. 20, а, б, в, г.

На рис. 21, а, б, представлены зависимости сопротивления кормовых частей от числа M_∞ при различных значениях $\eta_{\text{корм}}$ и $\lambda_{\text{корм}}$. При определении значений $\eta_{\text{корм}}$ и $\lambda_{\text{корм}}$ следует помнить, что графики на рис. 21, а, б справедливы только при небольших углах наклона образующей кормовой части к оси тела вращения (примерно до 20°), когда сохраняется плавное обтекание. При более крутых обводах возникает срыв потока. В первом приближении можно считать, что часть тела вращения, находящаяся за точкой отрыва потока, не влияет на лобовое сопротивление тела. При расчете $C_{x_{a \text{корм}}}$ нужно поступать следующим образом:

- 1) проводится касательная к телу под углом 20° (рис. 22);
- 2) часть тела за точкой касания отбрасывается;

3) для оставшейся части тела определяются геометрические параметры $\lambda_{\text{корм}}^*$, $\eta_{\text{корм}}^*$ и по рис. 21, а, б определяется $C_{x_{a \text{корм}}}$. Носовое и кормовое сопротивления всего корпуса находятся как суммы соответствующих сопротивлений отдельных частей корпуса, умноженных на отношение характерных площадей этих частей к площади миделя:

$$C_{x_{\text{ан}}} = \sum_i C_{x_{\text{ан}i}} \frac{S_i}{S_{\text{ф}}}; \quad C_{x_{a \text{корм}}} = \sum_i C_{x_{a \text{корм}i}} \frac{S_i}{S_{\text{ф}}},$$

где S_i — площадь большего основания для частей с переменной площадью поперечного сечения. Следует заметить, что в отличие от коэффициента нормальной силы, значения коэффициентов сил сопротивления давления носовых и кормовых частей не зависят от наличия за этими частями цилиндрических участков и их величины.

Формулы для определения $C_{x_{\text{ан}}}$ и $C_{x_{a \text{корм}}}$ приведены в табл. 3.

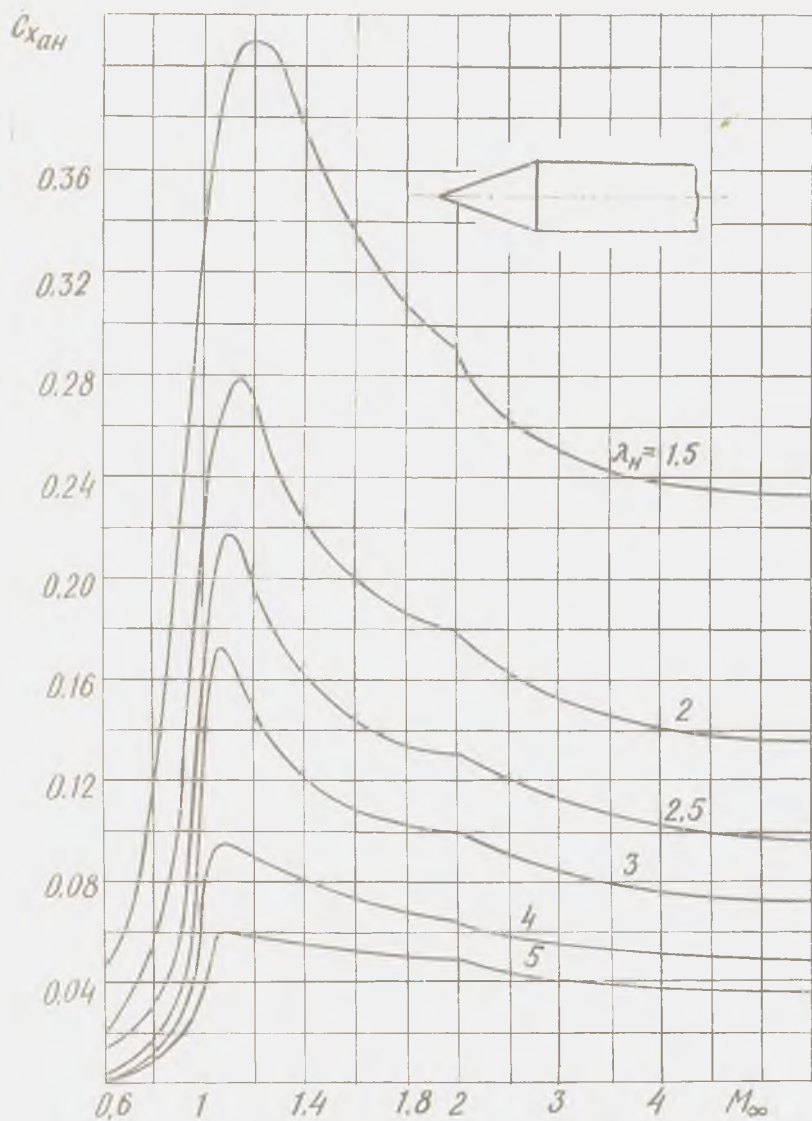


Рис. 20,а. График для расчета сопротивления носовых частей конической формы



Рис. 20,б. График для расчета сопротивления носовых частей конической формы в зависимости от угла полураствора конуса

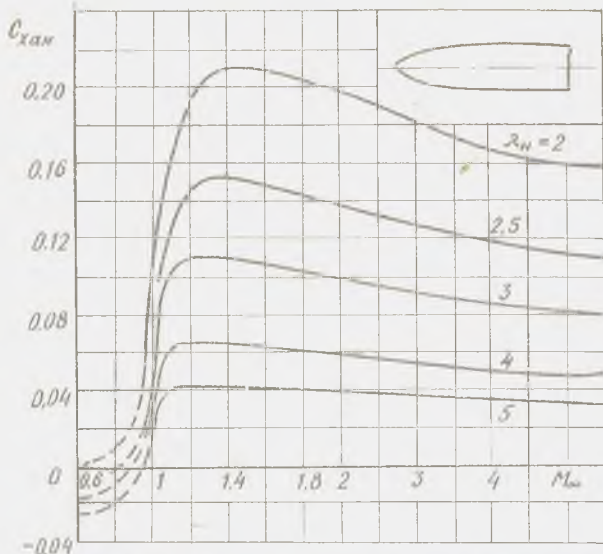


Рис. 20, а. График для расчета сопротивления носовых частей оживальной формы

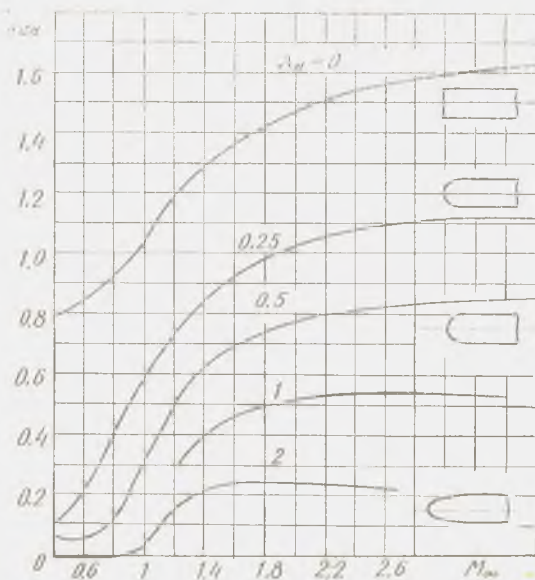


Рис. 20, г. График для расчета сопротивления носовых частей эллиптической формы

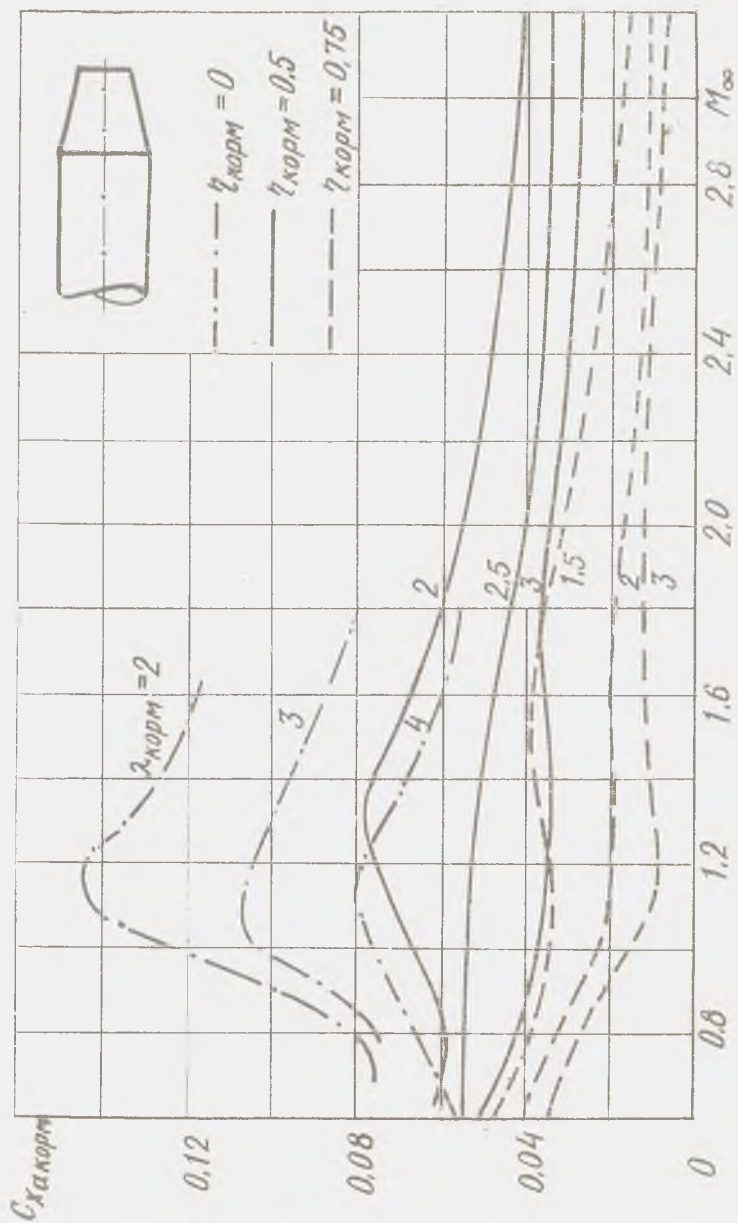


Рис. 21а. График для расчета сопротивления кормовых частей с прямолинейными обводами.





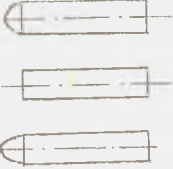
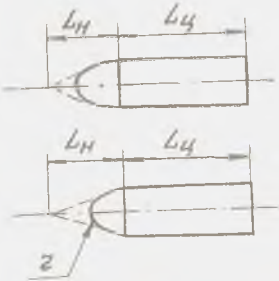
Рис. 21.6. График для расчета сопротивления кормовых частей с параболическими обводами

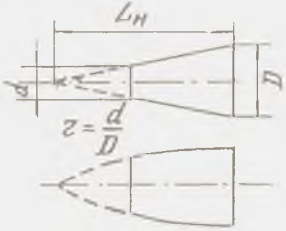
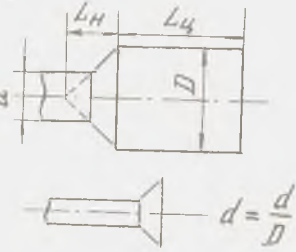



Рис. 22. Схема нахождения донного сечения

Таблица 3

Формулы для расчета сопротивления носовых и кормовых частей

Элементы корпуса	Эскизы	Методика определения сопротивления носовых и кормовых частей
Конус		по рис. 20,а,б
Оживало		по рис. 20,в
Полусфера, цилиндр с плоским торцем или эллиптическая головная часть		по рис. 20,г
Конус или оживало со сферическим затуплением		$C_{x_{ан}} = C_{x'_{ан}} (1 - \bar{r}^2 \times \cos^2 \Theta) + C_{x_{асф}} \bar{r}^2;$ $C_{x'_{ан}} \text{ по рис. 20,а или 19,в при } \lambda_{н} = \frac{L_{н}}{D};$ $C_{x_{асф}} \text{ по рис. 20,г для сферы}$

Элементы корпуса	Эскизы	Методика определения сопротивления носовых и кормовых частей
Конус или оживало с плоским затуплением		$Cx_{ан} = Cx'_{ан} (1 - r^2) + Cx_{ант} r^2;$ $Cx'_{ан} \text{ по рис. 20, а или 19, в при } \lambda_n = \frac{L_n}{D};$ $Cx_{ант} \text{ по рис. 20, г для плоского торца}$
Расширяющийся переходник; расширяющаяся кормовая часть		$Cx_{ан} = Cx'_{ан} (1 - d^2);$ $Cx'_{ан} \text{ по рис. 20, а или 20, в при } \lambda_n = \frac{L_n}{D}$
Кормовая (сужающаяся) часть		по рис. 20, а, б,

5.2. ДОННОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КОРПУСА

Донное сопротивление обусловлено возникновением разрежения за тупым основанием тела. Величина разрежения, устанавливающаяся за донным срезом корпуса, зависит от многих факторов: формы кормовой части, наличия или отсутствия хвостового оперения, реактивной струи, длины корпуса, состояния пограничного слоя, температуры поверхности и т. д.

Коэффициент донного сопротивления тела вращения, отнесенный к площади миделя, можно подсчитать по формуле

$$Cx_{а дон \phi} = (-\bar{P}_{дон})_{\eta=1} K_{\eta} \frac{S_{дон}}{S_{\phi}}, \quad (4)$$

где $(-\bar{P}_{дон})_{\eta=1}$ — коэффициент донного давления для тел вращения без сужающейся кормовой части ($\eta_{корм} = 1$), определяются по рис. 23;

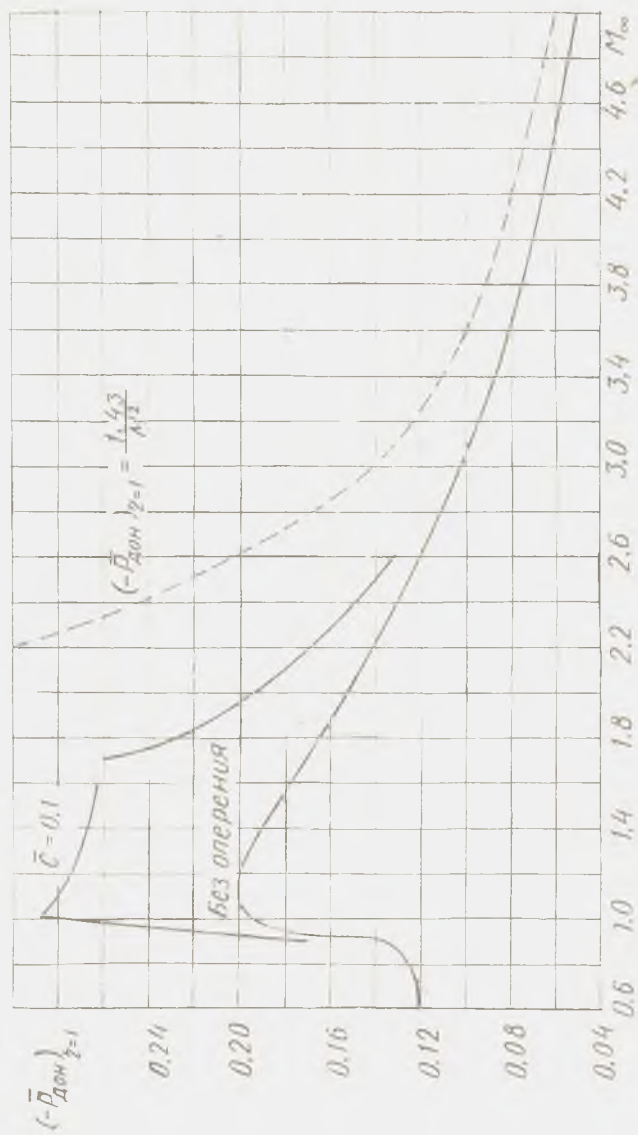


Рис. 23. График для расчета коэффициента донного давления тела вращения

K_η — коэффициент, учитывающий форму кормовой части, определяется по рис. 24.

Зависимости, приведенные на рис. 23, 24, справедливы при $M_\infty > 0,8$. При дозвуковых скоростях полета ($M_\infty \leq 0,8$) коэффициент донного сопротивления может быть приближенно найден по формуле

$$Cx_{a \text{ дон ф}} = \frac{0,0155}{\sqrt{\lambda_{\text{ф}} C_T}} \eta_{\text{корм}} \frac{S_{\text{дон}}^*}{S_{\text{ф}}}, \quad (5)$$

т. е. при $M_\infty \leq 0,8$

$$(-P_{\text{дон}})_{q=1} = \frac{0,0155}{\sqrt{\lambda_{\text{ф}} C_T}}, \quad \text{а} \quad K_\eta = \eta_{\text{корм}}. \quad (6)$$

Следует заметить, что при $M_\infty \leq 0,8$ донное сопротивление является функцией высоты, что объясняется влиянием пограничного слоя на величину донного разрежения.

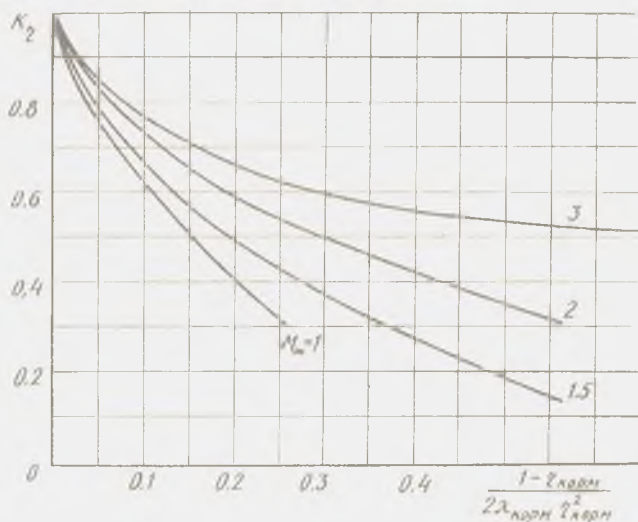


Рис. 24. Влияние сужения кормовой части на коэффициент донного давления

При определении площади донного среза $S_{\text{дон}}$ и K_η следует учитывать замечание, сделанное в предыдущем разделе. Если обводы кормовой части достаточно круты (угол наклона образующей больше 20°), то предварительно следует найти фиктивные параметры $\lambda_{\text{корм}}^*$ и $\eta_{\text{корм}}^*$ (см. рис. 22), а также фиктивную площадь донного среза и затем использовать их при нахождении K_η и в формулах (4) ... (6).

Если из донного среза вытекает реактивная струя (при работающем двигателе), $Cx_{a \text{ дон ф}}$ определяется по формулам (4)...(6), но в этом случае за $S_{\text{дон}}$ следует принимать площадь кольца, заключенного между внешней окружностью донного среза и окружностью среза сопла.

5.3. ИНДУКТИВНОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КОРПУСА

В диапазоне малых углов атаки индуктивное сопротивление корпуса

$$Cx_{a i \phi} = \left(Cy_{\phi}^{\alpha} + \frac{2}{57,3} \zeta_{\Sigma} \right) \frac{\alpha^2}{57,3}.$$

Здесь Cy_{ϕ}^{α} имеет размерность 1/град, а α — град;

ζ_{Σ} — коэффициент, учитывающий перераспределение давления по отдельным расширяющимся частям корпуса, определяется по формуле

$$\zeta_{\Sigma} = \sum_i \zeta_i \frac{S_i}{S_{\phi}},$$

где ζ_i — коэффициенты, учитывающие перераспределение давления по отдельным расширяющимся частям корпуса, определяются по рис. 25;

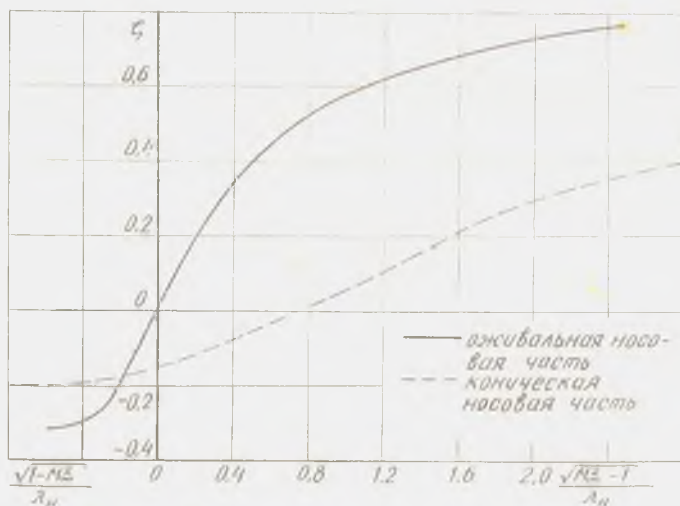


Рис. 25. График для расчета коэффициента ζ

S_i — характерные площади расширяющихся частей, равные разнице площадей большего и меньшего оснований соответствующих частей корпуса.

Результаты расчетов по разделу 5 должны быть представлены в виде таблицы (см. табл. П2.6, П2.7).

6. РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ КРЫЛЬЯ + КОРПУС

Аэродинамические характеристики комбинации корпус + крылья нельзя получить простым сложением соответствующих характеристик ее частей. Это объясняется тем, что вследствие интерференции, т. е. взаимного влияния крыльев и корпуса, их аэродинамические характеристики изменяются. В первом приближении можно пренебречь изменением лобового сопротивления крыла и корпуса, вызванным взаимной интерференцией, и считать, что изменение аэродинамических характеристик ограничивается изменением нормальной силы.

Из рассмотрения физической картины взаимодействия корпуса и крыльев следует, что влияние корпуса на крылья выражается в увеличении истинного угла атаки крыльев и приводит к появлению на крыльях дополнительной нормальной силы $Y_{i,kr}$. Влияние крыльев на корпус выражается в распространении повышенного давления с нижней поверхности крыла и разрежения с верхней на соответствующие участки поверхности корпуса и приводит к появлению на корпусе дополнительной нормальной силы $Y_{i,ф}$. Изменение нормальной силы собственно крыльев вследствие влияния на них корпуса характеризуется коэффициентом $k_{\alpha\alpha}$:

$$k_{\alpha\alpha} = \frac{Y_{kr}^{\alpha} + Y_{i,kr}^{\alpha}}{Y_{kr}^{\alpha}} = \frac{C_{y_{kr}^{\alpha}} + C_{y_{i,kr}^{\alpha}}}{C_{y_{kr}^{\alpha}}},$$

где Y_{kr}^{α} — производная нормальной силы изолированного крыла по углу атаки.

Изменение общей нормальной силы несущей поверхности вследствие взаимного влияния корпуса и крыльев характеризуется коэффициентом $K_{\alpha\alpha}$:

$$K_{\alpha\alpha} = \frac{Y_{kr}^{\alpha} + Y_{i,kr}^{\alpha} + Y_{i,ф}^{\alpha}}{Y_{kr}^{\alpha}} = \frac{C_{y_{kr}^{\alpha}} + C_{y_{i,kr}^{\alpha}} + C_{y_{i,ф}^{\alpha}}}{C_{y_{kr}^{\alpha}}}.$$

Значения коэффициентов интерференции определяются по формулам:

$$k_{\alpha\alpha} = k_{\alpha\alpha}^* \alpha_{nc} \alpha_u \alpha_n;$$

при $M_\infty > 1$

$$K_{\alpha\alpha} = [k_{\alpha\alpha}^* + (K_{\alpha\alpha}^* - k_{\alpha\alpha}^*) F(L_{XB})] \kappa_{\text{ПС}} \kappa_M \kappa_{\text{П}};$$

при $M_\infty < 1$

$$K_{\alpha\alpha} = K_{\alpha\alpha}^* \kappa_{\text{ПС}} \kappa_M \kappa_{\text{П}};$$

в которых $k_{\alpha\alpha}^*$ и $K_{\alpha\alpha}^*$ — теоретические значения коэффициентов интерференции с учетом влияния только сужения крыла $\eta_{\text{кр}}$; определяются по формулам

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

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

где $\bar{D} = D/l$ — относительный диаметр корпуса;

l — полный размах несущей поверхности;

D — диаметр корпуса.

Влияние пограничного слоя корпуса на величину коэффициентов интерференции учитывает коэффициент $\kappa_{\text{ПС}}$:

$$\kappa_{\text{ПС}} = \left(1 - \frac{2\bar{D}^2}{1 - \bar{D}^2} \bar{\delta}^*\right) \left[1 - \frac{\bar{D}(\eta_{\text{кр}} - 1)}{(1 - \bar{D})(\eta_{\text{кр}} + 1)} \bar{\delta}^*\right].$$

Здесь $\bar{\delta}^*$ — относительная толщина вытеснения, определяемая по формуле

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

где L_1 — расстояние от носа корпуса до середины бортовой хорды крыла.

Учет влияния сжимаемости осуществляется коэффициентом κ_M , определяемым по рис. 26.

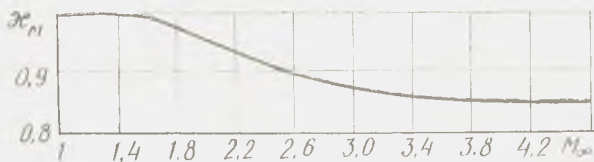


Рис. 26. График для расчета κ_M

Зависимость коэффициентов интерференции от длины передней части корпуса учитывает коэффициент $\kappa_{\text{П}}$:

$$\kappa_{\text{П}} \approx 0,6 + 0,4 (1 - e^{-0,5/D}).$$

Функция $F(L_{\text{хв}})$ осуществляет учет влияния длины хвостовой части корпуса:

$$F(L_{\text{хв}}) = 1 - \frac{\sqrt{\pi}}{2\bar{b}_0} \frac{1}{B} \{ \Phi[(\bar{b}_0 + L_{\text{хв}})\sqrt{2B}] - \Phi[L_{\text{хв}}\sqrt{2B}] \}. \quad (7)$$

Здесь использованы обозначения:

$$\bar{b}_0 = \frac{b_0}{\frac{\pi}{2} D \sqrt{M_\infty^2 - 1}};$$

$$\bar{L}_{\text{хв}} = \frac{L_{\text{хв}}}{\frac{\pi}{2} D \sqrt{M_\infty^2 - 1}};$$

$$B = \left(4 + \frac{1}{\lambda_{\text{кр}}} \right) (1 + 8\bar{D}^2), \quad (8)$$

где $L_{\text{хв}}$ — длина хвостовой части корпуса (от конца бортовой хорды до кормового среза корпуса).

b_0 — длина бортовой хорды.

Функция Лапласа-Гаусса $\Phi[z]$ от аргумента z определяется по рис. 27.

Расчет коэффициента K_{ax} при $M_\infty > 1$ существенно упрощается, если $\bar{L}_{\text{хв}} > 0,7$, так как в этом случае $F(L_{\text{хв}}) \approx 1$.

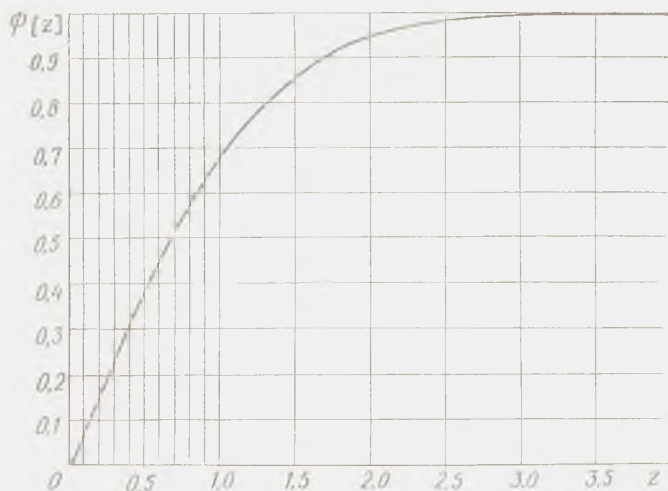


Рис. 27. График функции Лапласа-Гаусса

7. РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ЦЕЛОМ

Летательный аппарат в целом представляет собой, в общем случае, совокупность корпуса; i различных типов крыльев; j различных разновидностей ускорителей, по M_j каждой разновидности.

Значения коэффициентов подъемной силы летательного аппарата в целом и производной подъемной силы летательного аппарата в целом по углу атаки, связанные между собой в диапазоне малых α соотношением $Cy_a = Cy_a^z \alpha$, могут быть определены по формулам:

$$Cy_a = Cy_{a\phi} \frac{S_\phi}{S_M} + \sum_i 2 K_{zi} Cy_{a\phi i} \frac{S_{\text{кр}i}}{S_M} + \sum_j M_j Cy_{a\text{уск}j} \frac{S_{\text{уск}j}}{S_M};$$

$$Cy_a^z = Cy_{a\phi}^z \frac{S_\phi}{S_M} + \sum_i 2 K_{zi} Cy_{a\phi i}^z \frac{S_{\text{кр}i}}{S_M} + \sum_j M_j Cy_{a\text{уск}j}^z \frac{S_{\text{уск}j}}{S_M},$$

где $Cy_{a\phi}$, $Cy_{a\phi}^z$, $Cy_{a\phi i}$, $Cy_{a\phi i}^z$ — коэффициенты подъемной силы и производной подъемной силы по углу атаки изолированных корпуса и крыльев; K_{zi} — коэффициент интерференции корпуса и крыльев i -го типа; $Cy_{a\text{уск}j}$, $Cy_{a\text{уск}j}^z$ — коэффициенты подъемной силы и производной подъемной силы по углу атаки изолированного ускорителя j -го типа (определяются аналогично соответствующим характеристикам изолированного корпуса); $S_{\text{кр}i}$ — характерная площадь крыла i -го типа (площадь одной консоли крыла в плане); $S_{\text{уск}j}$ — характерная площадь ускорителя j -го типа (площадь максимального поперечного сечения); S_M — площадь мидела летательного аппарата в целом, под которой нужно понимать площадь мидела корпуса в случае бескрылых летательных аппаратов и площадь крыла в плане для крылатого летательного аппарата.

Значения коэффициентов сопротивления трения, сопротивления давления при $\alpha = 0$, лобового сопротивления при $\alpha = 0$ и индуктивного сопротивления летательного аппарата в целом могут быть найдены по формулам:

$$Cx_{\text{тр}} = Cx_{\text{тр}\phi} \frac{S_\phi}{S_M} + \sum_i N_i Cx_{\text{тр}i} \frac{S_{\text{кр}i}}{S_M} + \sum_j M_j Cx_{\text{тр}\text{уск}j} \frac{S_{\text{уск}j}}{S_M};$$

$$Cx_{\text{лоб}} = Cx_{\text{лоб}\phi} \frac{S_\phi}{S_M} + \sum_i N_i Cx_{\text{лоб}i} \frac{S_{\text{кр}i}}{S_M} + \sum_j M_j Cx_{\text{лоб}\text{уск}j} \frac{S_{\text{уск}j}}{S_M};$$

$$Cx_{\text{инд}} = Cx_{\text{инд}\phi} \frac{S_\phi}{S_M} + \sum_i N_i Cx_{\text{инд}i} \frac{S_{\text{кр}i}}{S_M} + \sum_j M_j Cx_{\text{инд}\text{уск}j} \frac{S_{\text{уск}j}}{S_M};$$

$$Cx_{ai} = Cx_{атф} \frac{S_{\phi}}{S_M} + \sum_i 2 Cx_{ai\text{кр}i} \frac{S_{\text{кр}i}}{S_M} \sum_j M_j Cx_{a i \text{уск}j} \frac{S_{\text{уск}j}}{S_M},$$

где N_i — количество консолей крыла i -го типа, а $Cx_{a \text{тр} \text{уск}j}$, $Cx_{a \text{л} \text{о} \text{уск}j}$, $Cx_{a \text{о} \text{уск}j}$, $Cx_{a i \text{уск}j}$ — коэффициенты сопротивления трения, сопротивления давления при $\alpha = 0$, лобового сопротивления при $\alpha = 0$ и индуктивного сопротивления ускорителя j -го типа (определяются аналогично соответствующим характеристикам изолированного корпуса).

8. РАСЧЕТ КООРДИНАТЫ ФОКУСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО УГЛУ АТАКИ

Фокусом ЛА по углу атаки называют точку приложения той доли нормальной силы, которая пропорциональна углу атаки. Это значит, что момент аэродинамических сил относительно оси OZ , проходящей через фокус, не зависит от угла атаки. Знание положения фокуса необходимо для определения устойчивости и управляемости аппаратов. Из определения фокуса аппарата следует, что если аппарат состоит из корпуса, передних и задних несущих поверхностей (крыльев) и ускорителей, координаты фокусов которых обозначены соответственно $x_{F\phi}$, $x_{F\text{кр}}$, x_{F2} , $x_{F\text{уск}}$, то справедливо равенство

$$Y^{\alpha} x_F = Y_{\phi}^{\alpha} x_{F\phi} + \sum_i Y_{\text{кр}i}^{\alpha} x_{F\text{кр}i} + \sum_j M_j Y_{\text{уск}j}^{\alpha} x_{F\text{уск}j} + \sum_k Y_{2k}^{\alpha} x_{F2k}$$

где x_F — координата фокуса ЛА; Y^{α} , Y_{ϕ}^{α} , $Y_{\text{кр}}^{\alpha}$, Y_{i2k}^{α} , $Y_{\text{уск}j}^{\alpha}$ — составляющие производной нормальной силы по углу α , создаваемые аппаратом в целом Y^{α} , корпусом Y_{ϕ}^{α} , передними i -го типа и задними k -го типа несущими поверхностями (соответственно $Y_{\text{кр}i}^{\alpha}$, Y_{2k}^{α}), ускорителями j -го типа $Y_{\text{уск}j}^{\alpha}$.

После сокращения на $q S_M$ получим

$$x_F = \frac{1}{C_{y^{\alpha}}} \left[C_{y_{\phi}^{\alpha}} x_{F\phi} \frac{S_{\phi}}{S_M} + \sum_i 2 C_{y_{\text{кр}i}^{\alpha}} x_{F\text{кр}i} \frac{S_{\text{кр}i}}{S_M} + \sum_k 2 C_{y_{2k}^{\alpha}} x_{F2k} \frac{S_{2k}}{S_M} + \sum_j M_j x_{F\text{уск}j} C_{y_{\text{уск}j}^{\alpha}} \frac{S_{\text{уск}j}}{S_M} \right].$$

Таким образом, для определения фокуса аппарата в целом необходимо определить фокусы его частей.

8.1. РАСЧЕТ ФОКУСА ИЗОЛИРОВАННОГО КОРПУСА

В общем случае корпус ЛА можно представить в виде носовой конической части, ряда комбинаций усеченного конуса и

цилиндра и кормовой части (см. рис. П 2.1). Координата фокуса комбинации носовой конической части с цилиндром определяется по теории удлинненных тел с учетом эмпирических поправок:

$$x_{F_{H+U}} = L_H - \frac{W_H}{S_H} + \Delta x_{F_H}, \quad (9)$$

где L_H — длина конической части;

W_H — объем носовой конической части;

S_H — площадь цилиндрической части;

Δx_{F_H} — смещение фокуса носовой части при увеличении числа Маха определяется по эмпирическому графику (рис. 28).

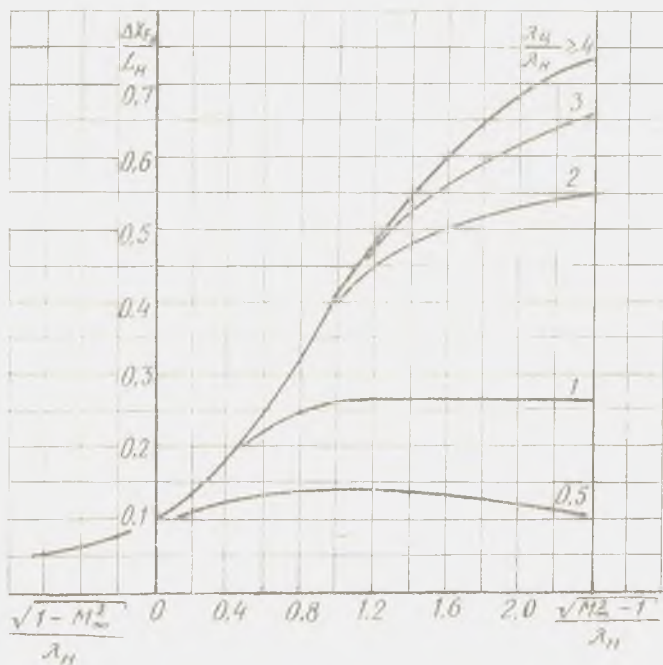


Рис. 28. График для расчета смещения фокуса носовых частей

Координата фокуса комбинации усеченного конуса и цилиндра производится следующим образом.

Усеченный конус достраивается до полного (присоединенная фиктивная часть конуса показана на рис. П2.1 пунктирными линиями). Обозначим через $x'_{F_{H1}}$, L'_{H1} координату фокуса и длину носовой части после достроения усеченного конуса, соответственно через $x''_{F_{H1}}$, L''_{H1} — координату фокуса и длину фиктивного конуса (см. рис. П2.1). Координаты фокуса x'_{F_H} и

$x''_{F_{ni}}$ можно определить по формуле, аналогичной (9), например

$$x'_{F_{ni}} = L'_{ni} - \frac{W'_{ni}}{S_{ш}} + \Delta x'_{F_{ni}} + A_i,$$

где все величины имеют тот же смысл, что и в формуле (9), но относятся к достроенному (либо фиктивному для $x''_{F_{ni}}$) конусу. Величина A_i определяет расстояние от вершины i -го конуса до носка аппарата. Координата фокуса комбинации «усеченный конус — цилиндр» будет следующая:

$$x_{Fi} = \frac{1}{C_{yi}} \left[(C_{yi} x_{Fi})' - \left(C_{yi} x_{Fi} \frac{S_{ш}}{S_{ш(i)}} \right)^n \right].$$

Координату фокуса кормовой части $x_{F_{корм}}$ можно приближенно принять равной расстоянию от носа ЛА до середины кормы. Координата фокуса изолированного корпуса находится по формуле

$$x_{F_{\phi}} = \frac{1}{C_{yi}} \left[\sum_i C_{yi} x_{Fi} + \sum_j C_{y_{кормj}} x_{F_{кормj}} \right].$$

8.2. РАСЧЕТ ФОКУСА ПЕРЕДНИХ И ЗАДНИХ КРЫЛЬЕВ

Расчет фокуса проведен на примере задних крыльев, определение фокуса передних несущих поверхностей не имеет принципиальных отличий.

При расчете координаты фокуса крыла полагается, что коэффициент нормальной силы крыла, обусловленной углом атаки, можно представить в виде суммы трех слагаемых: коэффициента нормальной силы изолированных крыльев, $C_{y^{\alpha}}$; коэффициента дополнительной нормальной силы крыльев, вызванной влиянием корпуса, $C_{y^{\alpha}_{кр}} (k_{\alpha\alpha} - 1) \alpha$; коэффициента нормальной силы, индуцированной крыльями на корпусе, $C_{y^{\alpha}_{кр}} (K_{\alpha\alpha} - k_{\alpha\alpha}) \alpha$.

Координаты точек приложения этих сил обозначают соответственно через $x_{F_{изкр}}$, $x_{F_{\Delta}}$, $x_{F_{i\phi}}$. Координата фокуса крыла определится выражением

$$x_{F_{кр}} = \frac{1}{K_{\alpha\alpha}} \{ x_{F_{изкр}} + (k_{\alpha\alpha} - 1) x_{F_{\Delta}} + (K_{\alpha\alpha} - k_{\alpha\alpha}) x_{F_{i\phi}} \}.$$

Положение фокуса изолированного крыла отсчитывают от начала средней аэродинамической хорды (САХ) крыла:

$$x_{F_{изкр}} = x_{\Delta_{кр}} + b_{\Delta} \bar{x}_{F_{изкр}},$$

где $x_{\Delta_{кр}}$ — координата начала САХ крыла;

$b_{\Delta_{кр}}$ — САХ крыла;

$\bar{x}_{F \text{ из кр}}$ — безразмерная координата корпуса, выраженная в долях САХ и отсчитываемая от начала САХ.

Величина $\bar{x}_{F \text{ из кр}}$ определяется по рис. 29, а, б, в, г в зависимости от параметров подобия $\lambda_{\text{кр}} \sqrt{M_{\infty}^2 - 1}$, $\lambda_{\text{кр}} \lg \chi_{0,5}$ и $\eta_{\text{кр}}$. Координату дополнительной нормальной силы крыльев можно определить по формуле

$$x_{FA} = \dot{x}_{F \text{ из кр}} - f_1 \operatorname{tg} \chi_{0,5}.$$

Здесь $\chi_{0,5}$ — угол стреловидности крыла,

f_1 — расстояние между фокусом изолированного крыла и точкой приложения дополнительной нормальной силы консоли, выраженное в долях размаха крыла $l_{\text{кр}}/2$ (рис. 30). Значения f_1 приведены на рис. 31.

Координата точки приложения нормальной силы корпуса, индуцированная крыльями $x_{Fi\Phi}$, может быть рассчитана по формуле

$$x_{Fi\Phi} = x_6 \frac{b_6}{2} F(L_{\text{XB}}) F_1(L_{\text{XB}}), \quad (10)$$

где x_6 — координата начала бортовой хорды,

b_6 — величина бортовой хорды.

Величина $F(L_{\text{XB}})$ определяется формулой (7).

Величина $F_1(L_{\text{XB}})$, входящая в выражение (10),

$$F_1(L_{\text{XB}}) = 1 - \frac{1}{B b_6^2} [e^{-B L_{\text{XB}}^2} - e^{-B(b_6 + L_{\text{XB}})^2}] + \frac{\sqrt{\pi}}{b_6 \sqrt{B}} \times \\ \times \Phi(L_{\text{XB}} \sqrt{2B}),$$

где B определяется по формуле (8), а $\Phi|z|$ — функция Лапласа-Гаусса, определяется по рис. 27.

При достаточно длинной хвостовой части корпуса $L_{\text{XB}} \gg 0,7$ можно принять

$$F(L_{\text{XB}}) \approx 1;$$

$$F_1(L_{\text{XB}}) \approx 1 + \frac{\sqrt{\pi}}{b_6 \sqrt{B}}.$$

Если донный срез корпуса совпадает с концом бортовой хорды $L_{\text{XB}} = 0$, то

$$F_1(L_{\text{XB}}) = 1 - \frac{1}{B b_6^2} (1 - e^{-B b_6^2}).$$

При дозвуковых и звуковых скоростях полета $M_{\infty} \leq 1$ следует принимать

$$F(L_{\text{XB}}) = F_1(L_{\text{XB}}) = 1$$

$$\text{и } x_{Fi\Phi} = x_6 + b_6 \bar{x}_{F6}.$$

Результаты расчетов координаты фокуса должны быть представлены в табличной форме.

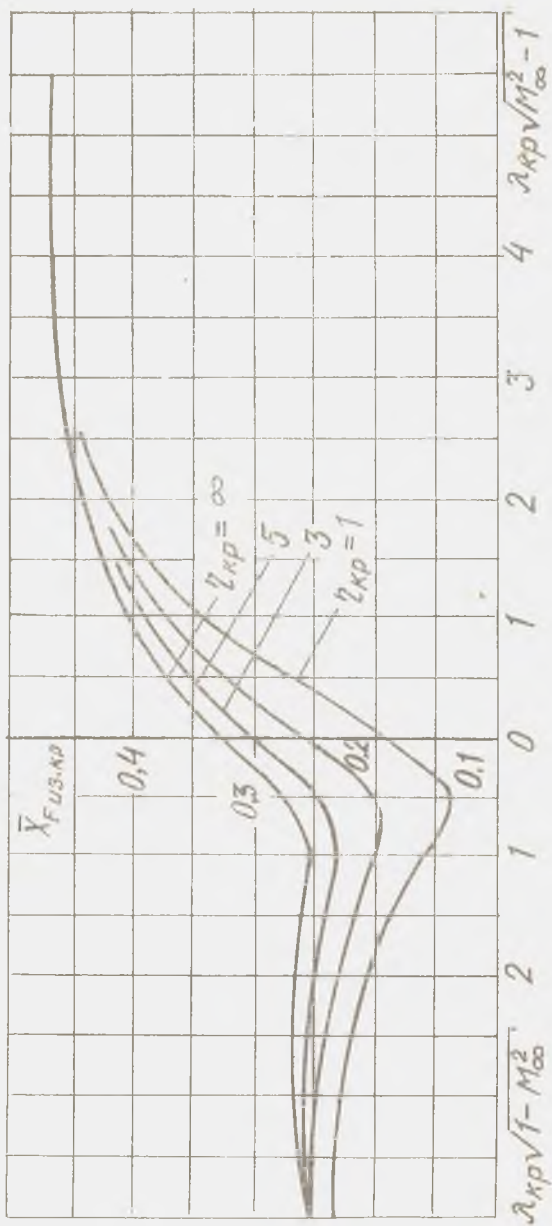


Рис. 29,а. График для расчета координаты фокуса изолированных крыльев при $\lambda_{кр} \operatorname{tg} \chi_{0.5} = 0$

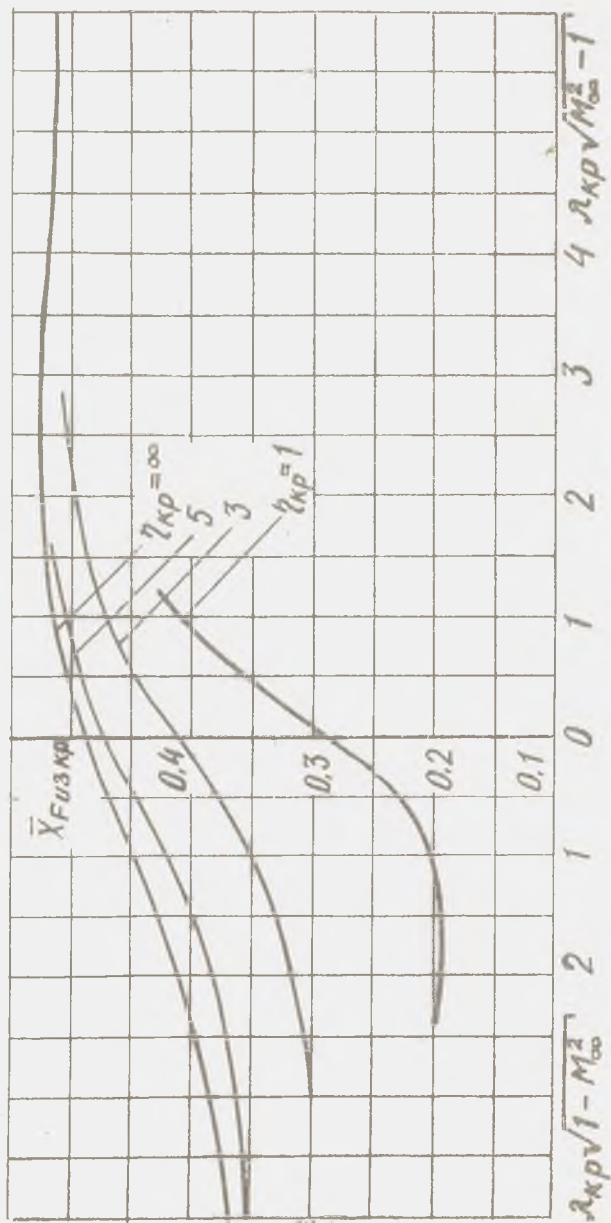


Рис. 29,6. График для расчета координаты фокуса изолированных крыльев при $\lambda_{кр} \text{tg } \chi_{0,05} = 1$

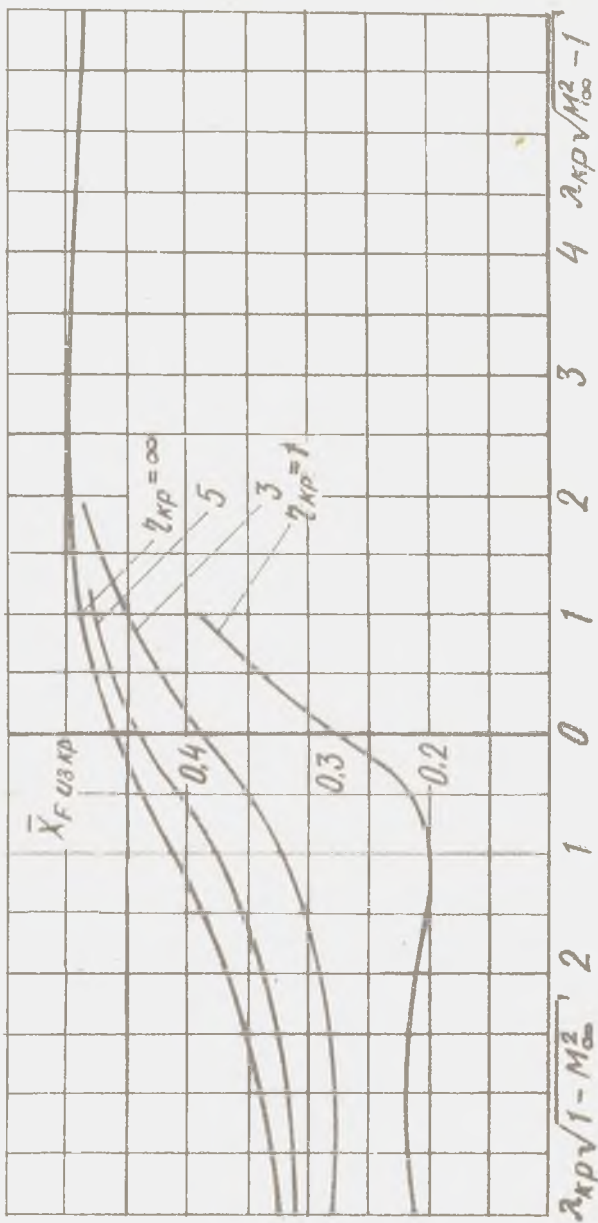


Рис. 29, в. График для расчета координаты фокуса изолированных крыльев при $\lambda_{кр} \operatorname{tg} \chi_{0.5} = 2$

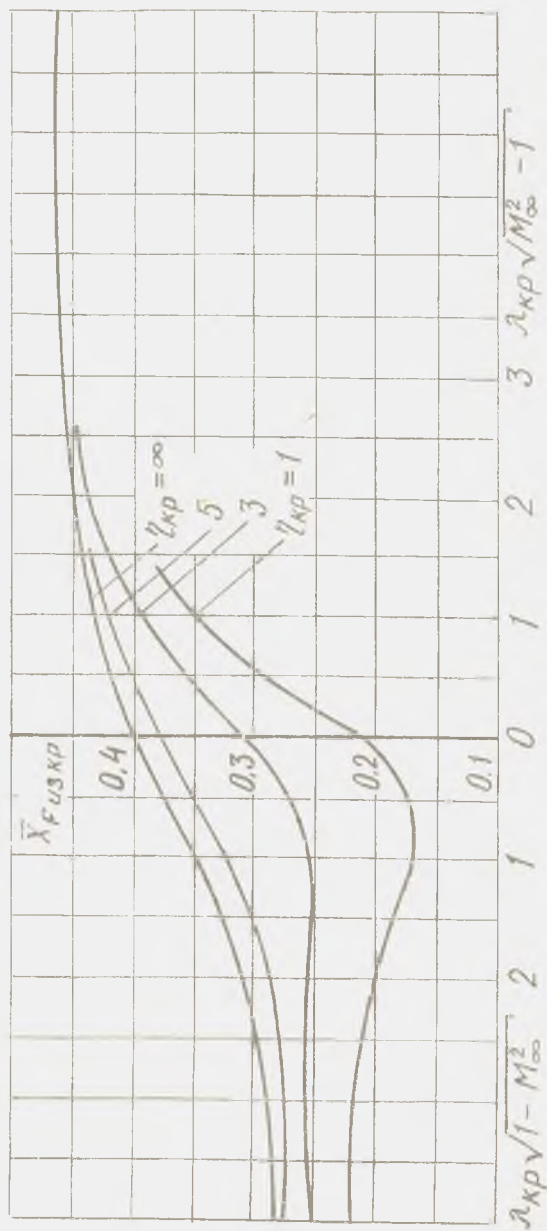


Рис. 29.6. График для расчета координаты фокуса нормированных крыльев при $\lambda_{кр} \sqrt{1 - M_{\infty}^2} = 3$



Рис. 31. График для расчета величины f_1

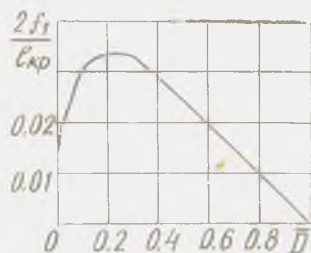


Рис. 30. Схема, поясняющая смысл величины f_1

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Бронштейн И. Н., Семендяев К. А. Справочник по математике для инженеров и учащихся вузов. — М.: Наука, 1980.
2. Краснов Н. Ф., Кошевой В. Н., Данилов А. Н., Зихарченко В. Ф. Аэродинамика ракет. — М.: Высшая школа, 1968.
3. Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета. — М.: Машиностроение, 1973.
4. Филиппов Г. В., Шахов В. Г. Методические указания к практическим занятиям по аэрогазодинамике. — Куйбышев: КуАИ, 1973.

Образец

КУПЬБИШЕВСКИЙ ОРДЕНА ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ им. академика С. П. КОРОЛЕВА

Кафедра «Аэрогидродинамика летательных аппаратов»

РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

Курсовая работа студента
1312 группы Иванова И. И.

Руководитель — доцент Петров С. К.

Образцы расчетных работ в настоящем приложении приведены для гипотетического аппарата, чертеж которого приведен на рис. П2.1.

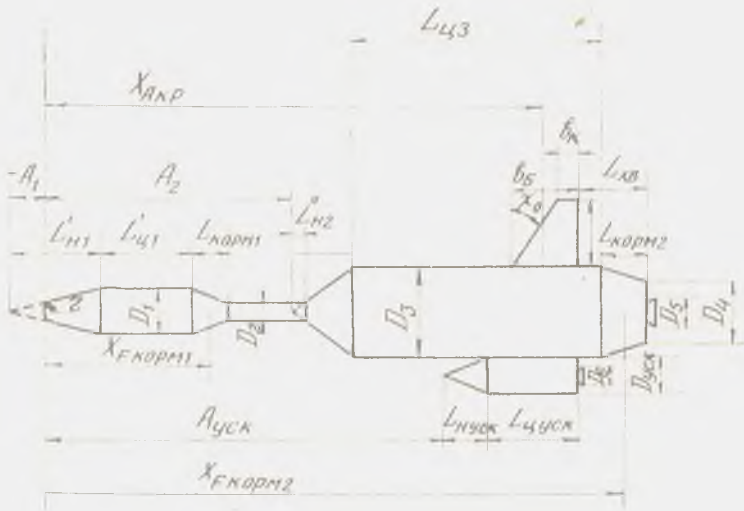


Рис. П.2.1

Основные геометрические характеристики:

$$\lambda_{ц1} = \frac{L'_{ц1}}{D_1}; \quad \lambda_{ц2} = \frac{L'_{ц2}}{D_3}; \quad \lambda_{ц\text{ уск}} = \frac{L_{уск}}{D_{уск}};$$

$$\lambda_{ц1} = \frac{L_{ц1}}{D_1}; \quad \lambda_{ц2} = \frac{L_{ц2}}{D_3}; \quad \lambda_{ц\text{ уск}} = \frac{L_{ц\text{ уск}}}{D_{уск}};$$

$$\lambda_{корм1} = \frac{L_{корм1}}{D_1}; \quad \lambda_{корм2} = \frac{L_{корм2}}{D_3}; \quad \lambda_{кр} = \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}},$$

$$\eta_{корм1} = \frac{D_2}{D_1}; \quad \eta_{корм2} = \frac{D_4}{D_3}; \quad \eta_{кр} = \frac{b_6}{b_k};$$

$$S_{ц1} = S_{ц1} = \frac{\pi D_1^2}{4}; \quad S'_{ц2} = S_{ц2} = \frac{\pi D_3^2}{4}; \quad S''_{ц2} = S_{ц2} = \frac{\pi D_2^2}{4}; \quad S_{н\text{ уск}} = \frac{\pi D_{уск}^2}{4};$$

$$S_{корм1} = \frac{\pi D_1^2}{4}; \quad S_{корм2} = \frac{\pi D_3^2}{4}; \quad S_{уск} = \frac{\pi D_{уск}^2}{4}; \quad S_{\phi} = \frac{\pi D_3^2}{4};$$

$$S_{дон} = \frac{\pi (D_4^2 - D_5^2)}{4}; \quad S_{дон} = \frac{\pi (D_{уск}^2 - D_6^2)}{4}; \quad S_{кр} = l_{кр} \frac{b_k + b_6}{2}$$

Производная нормальной силы крыла по углу атаки

$$\lambda_{кр} = ; \chi_{0,5} = ; \bar{c} = ; z_{кр} = ; \lambda_{кр} \operatorname{tg} \chi_{0,5} = ; \lambda_{кр} \sqrt{\bar{c}}$$

M_∞	Λ	$C_{y_{кр}}^\alpha / \lambda_{кр}$			$C_{y_{кр}}^\alpha$, 1/град	$C_{y_{кр}}^\alpha$, 1/рад
		$\lambda_{кр} \operatorname{tg} \chi_{0,5}$	$\lambda_{кр} \operatorname{tg} \chi_{0,5}$	$\lambda_{кр} \operatorname{tg} \chi_{0,5}$		
0,1						
0,3						
⋮						

Таблица П2.2

Производная нормальной силы корпуса по углу атаки

$$\lambda_{Н1} = ; \lambda_{Н2} = ; \lambda_{У1} = ; \lambda_{У2} = ; \lambda_{У3} = ;$$

$$S_{\varphi} = ; S_{Н1} = ; S_{Н2} = ; S_{Н2}'' = ; S_{корм1} = ;$$

$$\lambda_{корм1} = ; \lambda_{корм2} = ; \bar{c} = ;$$

$$S_{корм2} =$$

M_∞	$(C_{y_{Н1}})_{k=0}^\alpha$	$C_{y_{\varphi}}^\alpha$	$C_{y_{Н1}}^\alpha$	$C_{y_{корм1}}^\alpha$	$C_{y_{Н2}}^{\alpha 1}$
0,1					
0,3					
⋮					
$C_{y_{Н2}}^{\alpha 0}$	$C_{y_{Н2}}^\alpha$	$C_{y_{корм2}}^\alpha$	$C_{y_{\varphi}}^\alpha$, 1/град	$C_{y_{\varphi}}^\alpha$, 1/рад	

Таблица П2.5

Индуктивное сопротивление крыла

$$Z = i0,05 \theta = i \lambda_{НГ} = i \lambda_{НБ} = i \lambda_{кортГ} + i \lambda_{корн2} = i \lambda_{корн1} + i \lambda_{корн2} + i \lambda_{корн3} + i \lambda_{корн4} + i \lambda_{корн5} + i \lambda_{корн6} + i \lambda_{корн7} + i \lambda_{корн8} + i \lambda_{корн9} + i \lambda_{корн10} + i \lambda_{корн11} + i \lambda_{корн12} + i \lambda_{корн13} + i \lambda_{корн14} + i \lambda_{корн15} + i \lambda_{корн16} + i \lambda_{корн17} + i \lambda_{корн18} + i \lambda_{корн19} + i \lambda_{корн20} + i \lambda_{корн21} + i \lambda_{корн22} + i \lambda_{корн23} + i \lambda_{корн24} + i \lambda_{корн25} + i \lambda_{корн26} + i \lambda_{корн27} + i \lambda_{корн28} + i \lambda_{корн29} + i \lambda_{корн30} + i \lambda_{корн31} + i \lambda_{корн32} + i \lambda_{корн33} + i \lambda_{корн34} + i \lambda_{корн35} + i \lambda_{корн36} + i \lambda_{корн37} + i \lambda_{корн38} + i \lambda_{корн39} + i \lambda_{корн40} + i \lambda_{корн41} + i \lambda_{корн42} + i \lambda_{корн43} + i \lambda_{корн44} + i \lambda_{корн45} + i \lambda_{корн46} + i \lambda_{корн47} + i \lambda_{корн48} + i \lambda_{корн49} + i \lambda_{корн50} + i \lambda_{корн51} + i \lambda_{корн52} + i \lambda_{корн53} + i \lambda_{корн54} + i \lambda_{корн55} + i \lambda_{корн56} + i \lambda_{корн57} + i \lambda_{корн58} + i \lambda_{корн59} + i \lambda_{корн60} + i \lambda_{корн61} + i \lambda_{корн62} + i \lambda_{корн63} + i \lambda_{корн64} + i \lambda_{корн65} + i \lambda_{корн66} + i \lambda_{корн67} + i \lambda_{корн68} + i \lambda_{корн69} + i \lambda_{корн70} + i \lambda_{корн71} + i \lambda_{корн72} + i \lambda_{корн73} + i \lambda_{корн74} + i \lambda_{корн75} + i \lambda_{корн76} + i \lambda_{корн77} + i \lambda_{корн78} + i \lambda_{корн79} + i \lambda_{корн80} + i \lambda_{корн81} + i \lambda_{корн82} + i \lambda_{корн83} + i \lambda_{корн84} + i \lambda_{корн85} + i \lambda_{корн86} + i \lambda_{корн87} + i \lambda_{корн88} + i \lambda_{корн89} + i \lambda_{корн90} + i \lambda_{корн91} + i \lambda_{корн92} + i \lambda_{корн93} + i \lambda_{корн94} + i \lambda_{корн95} + i \lambda_{корн96} + i \lambda_{корн97} + i \lambda_{корн98} + i \lambda_{корн99} + i \lambda_{корн100}$$

M_∞	$C_{ХанГ}$	$C_{ХанВ}$	$(-\bar{D}_{\text{вн}})_{\text{Г}}$		$C_{ХанВ}$	$C_{ХанВ}$	$C_{ХанВ}$	$C_{ХанВ}$
			$H=0$	$H=10$				
0,1								
0,3								

Таблица П2.6

Лобовое сопротивление корпуса при $\alpha = 0$

$$\lambda_{кР} = \lambda_0 + \bar{\rho} = i \delta_G = i \lambda_{кР} \text{tg } \chi_0 = i \bar{L}_1 = i \lambda_{кР} + i K_{\alpha\alpha} = i K_{\alpha\alpha} + K_{\alpha\alpha} = i \delta_N = ; \delta =$$

M_∞	$\alpha_{кР}$	$\alpha_{НБ}$	$\bar{L}_{кР}$	$\bar{L}_{кВ}$	$\frac{\rho V^2}{2} \frac{\Delta \bar{L}_{кВ}}{L_{кВ}}$	$K_{\alpha\alpha}$	Λ	$\lambda_{кР} \bar{C}_F$	$\frac{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}{C_F \text{ tg } \chi_0}$	$\alpha = 2^\circ$	$\alpha = 4^\circ$	$\alpha = 6^\circ$	$\alpha = 8^\circ$
0,1													
0,3													
1,0													

Индуктивное сопротивление корпуса

$$S_{\text{ш}} = \quad ; \quad S_{\text{ш2}}^I = \quad ; \quad S_{\text{ш2}}^{II} =$$

M_{∞}	$C_{\text{уф}}^{\alpha}$, 1/град	$\xi_{\text{ш1}}$	$\xi_{\text{ш2}}$	$\xi_{\text{ш}}$	$C_{x_i \phi}$			
					$\alpha = 2^{\circ}$	$\alpha = 4^{\circ}$	$\alpha = 6^{\circ}$	$\alpha = 8^{\circ}$
0,1								
0,3								
⋮								

Таблица П2.8

Аэродинамические характеристики летательного аппарата в целом

$$S_{\phi} = \quad ; \quad S_{\text{кри}} = \quad ; \quad S_{\text{уск}} = \quad ; \quad N_i = \quad ; \quad M_j = \quad ; \quad S_m =$$

M_{∞}	$C_{x \text{ атр}}$	$C_{x \text{ адо}}$	$C_{x \text{ ао}}$	$C_{x \text{ а т}}$				$C_{y_a}^{\alpha}$, 1/град	$C_{y_a}^{\alpha}$, 1/град
				$\alpha = 2^{\circ}$	$\alpha = 4^{\circ}$	$\alpha = 6^{\circ}$	$\alpha = 8^{\circ}$		
0,1									
0,3									
⋮									

Таблица ПЗ.1

СТАНДАРТНАЯ АТМОСФЕРА

Геометрическая высота H , м	Темпера- тура T , К	Давление P , Па	Плотность ρ , кг/м ³	Относительная плотность, Δ	Скорость звука, a , м/с	Кинемат. коэф. вязкости ν , м ² /с
0	288,15	101324,72	1,2254	1,0000	340,28	1,4607·10 ⁻⁵
1000	281,90	89875,03	1,1117	9,0751·10 ⁻¹	336,43	1,5812
2000	275,14	79497,24	1,0068	8,2171	332,52	1,7146
3000	268,64	70124,70	9,0941	7,4297	328,56	1,8624
4000	262,13	61656,09	8,1942	6,6891	324,56	2,0271
5000	255,63	54044,74	7,3654	6,0125	320,51	2,2103
6000	249,13	47213,32	6,6022	5,3895	316,41	2,4253
7000	242,63	41079,84	5,9010	4,8171	312,26	2,6452
8000	236,14	35647,64	5,2591	4,2931	308,05	2,9030
9000	229,64	30790,72	4,6712	3,8131	303,78	3,1942
10000	223,15	26491,08	4,1357	3,3761	299,45	3,5232
12000	216,66	19390,35	3,1180	2,5453	295,07	4,5595
13000	216,66	16571,92	2,6648	2,1753	295,07	5,3351
14000	216,66	14164,13	2,2776	1,8593	295,07	5,2420
15000	216,66	12106,97	1,9467	1,5891	295,07	7,3029
16000	216,66	10347,92	1,6640	1,3584	295,07	8,5437
17000	216,66	8845,91	1,4224	1,1611	295,07	9,9952
18000	216,66	7561,89	1,2159	9,9257·10 ⁻²	295,07	1,1692·10 ⁻⁴
19000	216,66	6464,65	1,0395	8,4857	295,07	1,3676
20000	216,66	5526,86	8,887·10 ⁻²	7,2547	295,07	1,5997
21000	216,66	4725,33	7,5983	6,2027	295,07	1,8710
22000	216,66	4040,32	6,4966	5,3033	295,07	2,1883
23000	216,66	3454,64	5,5550	4,5347	295,07	2,5593
24000	216,66	2954,15	4,7501	3,8776	295,07	2,9929
25000	216,66	2526,18	4,0621	3,3160	295,07	3,4998
26000	219,40	2162,35	3,4336	2,8030	296,93	4,1842
27000	222,14	1854,51	2,9085	2,3743	298,78	4,9911

Геометрическая высота H , м	Темпера- тура T , К	Давление P , Па	Плотность ρ , кг/м ³	Относительная плотность, Δ	Скорость звука, a , м/с	Кинемат. коэф. вязкости ν , м ² /с
28000	224,87	1594,40	2,4701	2,0164	300,61	5,9370
29000	227,61	1372,55	2,1007	1,7149	302,43	7,0510
30000	230,35	1183,59	1,7901	1,4613	304,25	8,3565
31000	233,08	1022,99	1,5291	1,2482	306,05	9,8788
32000	235,82	885,27	1,3078	1,0676	307,84	1,1661·10 ⁻¹
33000	238,55	767,75	1,1212	9,1527·10 ⁻³	309,62	1,3730
34000	241,28	666,92	9,6295·10 ⁻³	7,8608	311,38	1,6138
35000	244,01	580,24	8,2842	6,7626	313,14	1,8929
36000	246,74	505,61	7,1388	5,8276	314,89	2,2165
37000	249,47	441,24	6,1619	5,0301	316,62	2,5908
38000	252,20	385,46	5,3244	4,3465	318,36	3,0248
39000	254,93	337,54	4,6125	3,7656	320,07	3,5216
40000	257,66	295,85	4,0003	3,2656	321,78	4,0956
41000	260,38	259,80	3,4762	2,8377	323,47	4,7529
42000	263,11	228,50	3,0236	2,4682	325,16	5,5099
43000	265,83	201,06	2,6350	2,1510	326,84	6,3748
44000	268,56	177,18	2,2984	1,8762	328,51	7,3674
45000	271,28	156,41	2,0086	1,6397	330,17	8,4977
47000	274,00	122,26	1,5545	1,2690	331,82	1,1067·10 ⁻²
48000	274,00	108,21	1,3748	1,1223	331,82	1,2513
49000	274,00	95,63	1,2159	9,9258·10 ⁻⁴	331,82	1,4148
50000	274,00	84,58	1,0754	8,7788	331,82	1,5997
55000	270,56	45,76	5,8928·10 ⁻⁴	4,8105	329,74	2,8903
60000	24,12	2,12	3,3162	2,7071	319,11	4,8749
65000	236,26	12,16	1,7937	1,4642	308,13	8,5151
70000	219,15	5,83	9,2747·10 ⁻⁵	7,5712·10 ⁻⁵	296,76	1,5475·10 ⁻¹
75000	202,06	2,64	4,5490	3,7135	284,95	2,9463
80000	185,00	1,11	2,0979	1,7126	272,66	5,9202
85000	185,00	0,45	8,5203·10 ⁻⁶	6,9635·10 ⁻⁶	272,66	1,4560·10 ⁻³
90000	185,00	1,844·10 ⁻¹	3,4733	2,8354	272,66	3,5759

Таблица ПЗ.2

Характер поверхности	Класс чистоты	Примерная высота бугорков, мкм
Механически обработанные детали	4	40
	5	20
	6	10
	7	6,3
	8	3,2
	9	1,6
Листы дюралюминиевые, анодированные		6...10
То же, окрашенные с помощью пульверизатора		20...30

Таблица ПЗ.3

Профиль		Коэффициент K
Ромбовидный		1
Четырехугольный		$\frac{1}{4X_c(1-X_c)}$
Шестиугольный		$\frac{1}{1-\frac{a}{b}}$
Синусоидальный		$\frac{\pi^2}{8}$
Образованный дугами окружностей или парабол		$\frac{4}{3}$
Ромбовидный с затупленной задней кромкой		$(1 - \frac{\bar{h}}{2\bar{c}})^2$ $\bar{h} = \frac{h}{8}$
Шестиугольный с затупленной задней кромкой		$\frac{1}{1-\bar{a}} (1 - \frac{\bar{h}}{2\bar{c}})^2 \times [1 - (1-\bar{a})\frac{\bar{h}}{2\bar{c}}]$ $\bar{a} = \frac{a}{b_0} \quad \bar{h} = \frac{h}{8}$
Дозбукковой		2,5... 4
Клиновидный		$\frac{1}{4}$

О Г Л А В Л Е Н И Е

1. Общие требования к курсовой работе	3
1.1. Цель, основные задачи и содержание курсовой работы	3
1.2. Оформление курсовой работы	4
1.3. Типовые схемы членения летательных аппаратов	5
2. Расчет подъемной силы и силы лобового сопротивления изолированного корпуса летательного аппарата	6
2.1. Расчет подъемной силы изолированного крыла	6
2.2. Расчет подъемной силы изолированного корпуса	7
2.3. Расчет лобового сопротивления изолированного крыла и изолированного корпуса	16
3. Расчет профильного сопротивления крыла и сопротивления трения корпуса	20
3.1. Расчет профильного сопротивления крыла	20
3.2. Расчет сопротивления трения корпуса	25
4. Расчет сопротивления давления крыла	26
4.1. Волновое сопротивление при $\alpha = 0$	26
4.2. Критическое число Маха	30
4.3. Донное сопротивление крыльев	31
4.4. Индуктивное сопротивление крыла	31
5. Расчет сопротивления давления корпуса	33
5.1. Сопротивление носовых и кормовых частей	33
5.2. Донное сопротивление корпуса	40
5.3. Индуктивное сопротивление корпуса	43
6. Расчет аэродинамических характеристик системы крылья + корпус	44
7. Расчет аэродинамических характеристик летательного аппарата в целом	47
8. Расчет координаты фокуса летательного аппарата по углу атаки	48
8.1. Расчет фокуса изолированного корпуса	48
8.2. Расчет фокуса передних и задних крыльев	50
Библиографический список	56
Приложение 1	57
Приложение 2	58
Приложение 3	64