

МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

С.Г.БУРАГО

АЭРОДИНАМИКА МАНЕВРЕННОГО
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА.

Москва 2012

ВВЕДЕНИЕ

В учебном пособии рассмотрены методики выбора аэродинамической компоновки, приближенного расчета стационарных и основных нестационарных аэродинамических характеристик управляемых ЛА при полете в вертикальной плоскости, анализа соответствия полученных характеристик ЛА требованиям технического задания к маневренному ЛА. Каждое студенческое задание включает наименование одной из трех компоновочных схем: «нормальная», «утка», «безхвостка». В отдельных случаях могут задаваться другие схемы («с поворотным крылом», «трипланы»). Указывается тип рулей высоты: «вдоль задней кромки», «цельноповоротные» «концевые». Задается ориентация крыльев и оперения в полете: «плюс» или «икс». Кроме того, задаются расчетные значения массы ЛА – m [кг], числа Маха $M_\infty = \frac{V_\infty}{a_\infty}$ (V_∞ – скорость полета, a_∞ – скорость звука), высоты полета – H [км], располагаемой поперечной перегрузки $n_y = \frac{Y_A}{G}$ (G – вес ЛА, Y_A – подъемная сила ЛА), высоты бугорков шероховатости h [мк], необходимой для расчета коэффициентов трения.

Работа начинается с выбора аэродинамической компоновки ЛА. Проектируемый ЛА должен быть управляемым, обеспечивать в полете при известных высоте и скорости заданную поперечную перегрузку, обладать небольшим запасом продольной статической устойчивости порядка $m_z^{C_y} = -(0,03 \dots 0,15)$. ЛА в схеме «утка» по согласованию с преподавателем могут иметь небольшую неустойчивость порядка $m_z^{C_y} = 0,01 \dots 0,05$. В этом случае углы отклонения рулей, необходимые для балансировки ЛА в схеме «утка» на положительных углах атаки, будут

отрицательными. Это позволяет избежать возникновения срыва потока на рулях (оперении) раньше, чем на основных крыльях. При этом полет должен происходить на докритических углах атаки как на крыльях, так и на оперении. В горизонтальном полете с перегрузкой $n_y = 1$ ЛА должен иметь аэродинамическое качество, близкое к максимальному значению для данной схемы.

Второй этап работы заключается в расчете при заданном числе M_∞ зависимостей аэродинамических коэффициентов сопротивления, нормальной силы и момента тангажа от углов атаки и углов отклонения рулей, а также производных от коэффициентов шарнирного момента рулей m_{α}^{α} и коэффициентов демпфирования $m_{\dot{\alpha}}^{\alpha}$ и $m_z^{\dot{\alpha}}$. Угол скольжения при этом считается равным нулю. Коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе C_{x0} рассчитывается в широком диапазоне чисел Маха $M_\infty = 0,4 \dots 3$, чтобы выявить его резкое возрастание с выходом на сверхзвуковые скорости из-за появления волнового сопротивления (волновой кризис, звуковой барьер).

С помощью этих коэффициентов в практической аэродинамике записываются аэродинамические силы и моменты, действующие на ЛА в полете. В скоростной системе координат ось OX_A направлена вдоль скорости набегающего потока. Ось OY_A лежит в плоскости симметрии ЛА и направлена вверх перпендикулярно оси OX_A . При отсутствии скольжения эти силы и момент записываются в виде

$$Y_A = C_{YA} q_\infty S \text{ - подъемная сила,}$$

$$X_A = C_{XA} q_\infty S \text{ - сила лобового сопротивления,}$$

$$M_{zA} = m_{zA} q_\infty S b_A \text{ - продольный момент (момент тангажа).}$$

В связанной системе осей координат ось ОХ направлена вдоль оси симметрии ЛА, а ось ОУ лежит в плоскости симметрии и направлена вверх перпендикулярно оси ОХ. При отсутствии скольжения аэродинамические силы и моменты записываются в виде

$$Y = C_Y q_\infty S - \text{нормальная сила,}$$

$$X = C_X q_\infty S - \text{осевая сила,}$$

$$M_Z = m_Z q_\infty S b_A - \text{момент тангажа.}$$

В этих формулах:

$$q_\infty = \frac{\rho V_\infty^2}{2} - \text{скоростной напор набегающего потока,}$$

S-площадь крыла в плане (с подфюзеляжной частью).

Первоначально рассчитывают коэффициенты нормальной и осевой сил C_Y и C_X в связанной системе осей координат (Рис.1), а затем – коэффициенты подъемной силы C_{ya} и силы лобового сопротивления C_{xa} в скоростной системе координат по следующим формулам:

$$C_{ya} = C_Y \cos \alpha - C_X \sin \alpha,$$

$$C_{xa} = C_Y \sin \alpha + C_X \cos \alpha.$$

Коэффициенты момента тангажа в этих системах одинаковы при нулевом угле скольжения. По результатам расчетов должны быть построены следующие зависимости аэродинамических коэффициентов в скоростной системе координат от кинематических параметров (рис.2):

$C_{x0} = f(M_\infty)$ при числах M_∞ : 0,6; $M_{кр}$; 1, 1,2; 1,5; 2, 3, где $M_{кр}$ критическое число Маха.

$$C_{ya} = f(\alpha, \delta), C_{xa} = f(\alpha, \delta), K = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}, C_{ya} = f(C_{xa}), m_z = f(\alpha, \delta)$$

в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \dots 50^\circ$ с шагом 5° при заданном числе M_∞ полета и углах отклонения рулей высоты $\delta = 0$ и $\delta \neq 0$ (задается преподавателем)

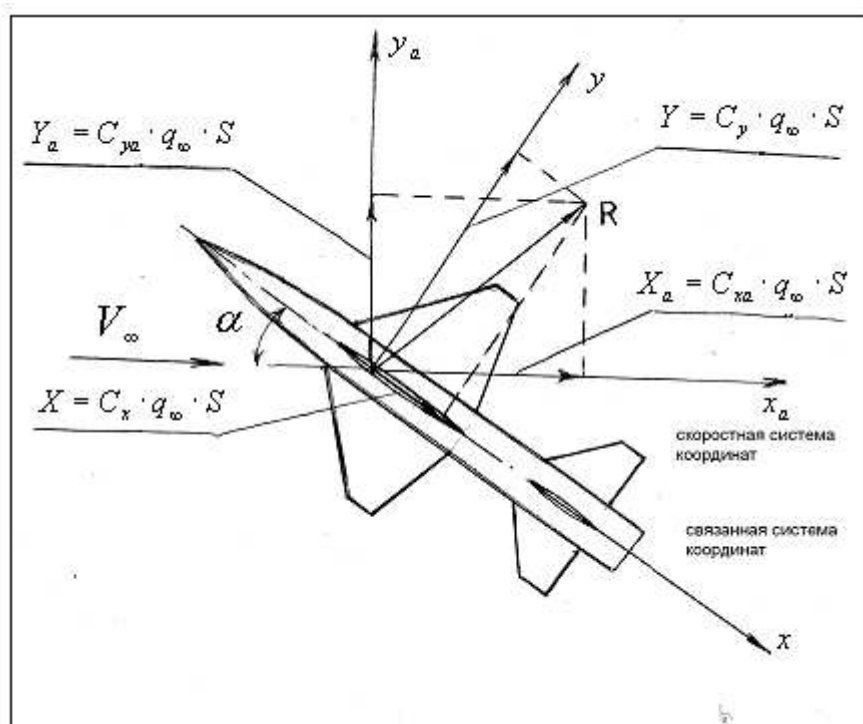


Рис.1

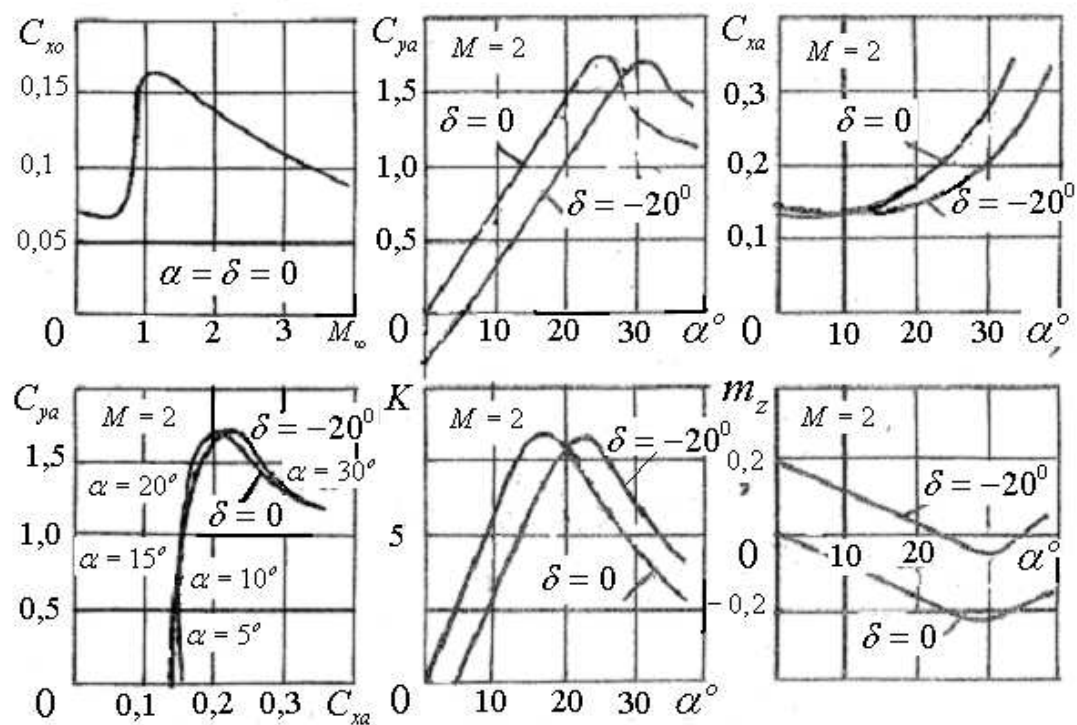


Рис.2

из условия обеспечения горизонтального полета с перегрузкой $n_y = 1$ и маневренного полета с заданной поперечной перегрузкой $n_y \neq 1$)

С помощью этих графиков (рис.2) необходимо определить балансировочный угол атаки (угол атаки при $m_z=0$), запас продольной статической устойчивости при балансировке для заданного угла отклонения рулей высоты ($m_z^{C_y} = \frac{\partial m_z}{\partial C_y}$). Нужно найти балансировочное значение коэффициента подъемной силы (C_y при $\alpha \approx \alpha_{бал}$) и убедиться в том, что оно является достаточным, чтобы создать поперечную перегрузку (n_y), указанную в задании. Следует определить также балансировочное значение аэродинамического качества ($K_{бал}$ при $\alpha \approx \alpha_{бал}$).

Кроме того, необходимо определить угол атаки горизонтального полета (при котором $n_y = 1$) и убедиться, что аэродинамическое качество при этом близко к своему максимальному значению.

Если перечисленные требования выполняются, то можно считать, что Л.А. удовлетворяет техническому заданию. В противном случае необходимо наметить пути его совершенствования. Улучшить характеристики устойчивости и управляемости часто удается коррекцией положения центра масс Л.А., Поскольку в данной курсовой работе студент не занимается внутренней компоновкой корпуса и крыльев, допускается произвольно задавать положение центра масс в пределах от $x_T = 0,4 \cdot l_\phi$ до $x_T = 0,7 \cdot l_\phi$, где l_ϕ -длина корпуса ЛА. Более трудоемкими оказываются расчеты, связанные с изменением формы и размеров частей Л.А., а также углов отклонения рулей. Однако в необходимых случаях приходится выполнять дополнительные расчетные работы, чтобы добиться выполнения задания.

Заканчивается работа разработкой и написанием выводов, в которых должна быть произведена оценка соответствия разработанного ЛА техническому заданию. В выводах необходимо указать пути аэродинамического совершенствования своего изделия.

1. ВЫБОР РАЗМЕРОВ ЧАСТЕЙ ЛА

Площадь изолированного крыла следует выбирать из условия получения располагаемой поперечной перегрузки ЛА на заданной высоте полета

$$n_y = Y_a / G$$

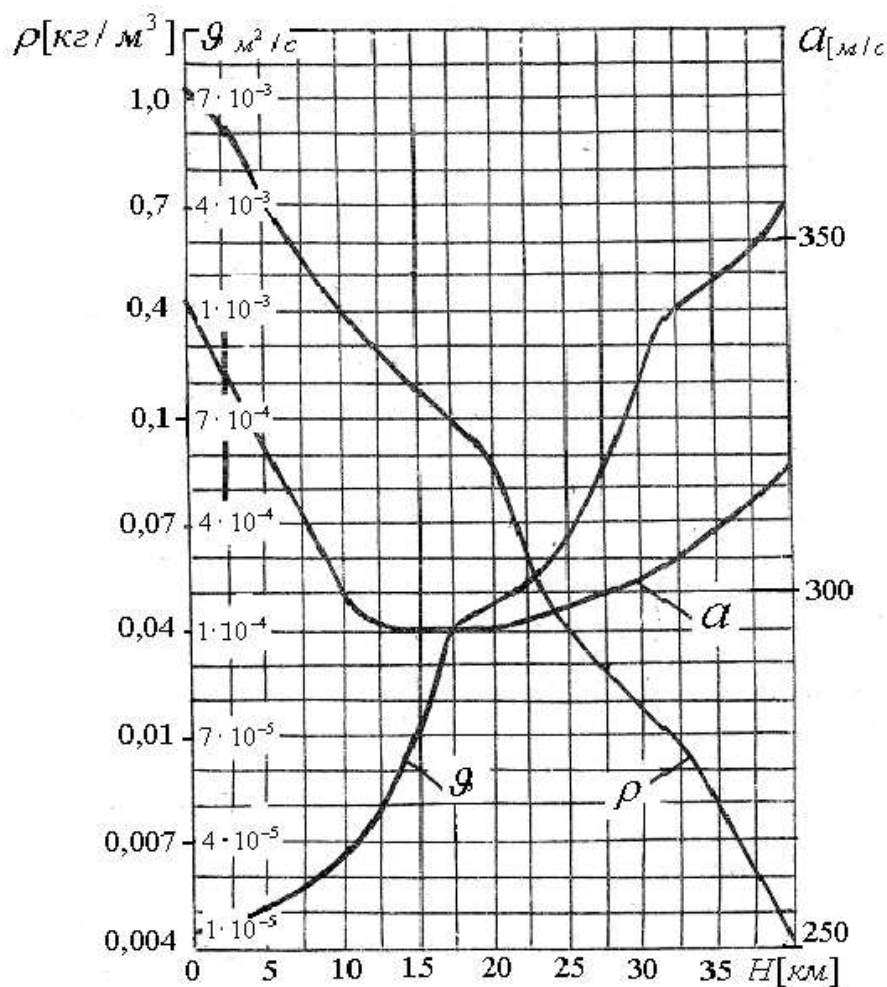


Рис. 3

$$S_{\kappa} = \frac{2n_y mg}{C_{ya} \rho_{\infty} V_{\infty}^2}, \quad (1.1)$$

где $G=mg$ - вес ЛА, ρ_{∞} - значение плотности находится по графику на рис.3 или по таблице стандартной атмосферы для заданной высоты [4]; скорость V_{∞} определяется через значения числа Маха и скорости звука (рис.3); коэффициент подъемной силы для плоских крыльев простой формы в плане обычно не превышает значения $C_{ya} = 1,5...1,7$. В связи с тем, что в схемах "нормальная" и "бесхвостка" имеются потери подъемной силы на балансировку, рекомендуется ограничиваться значениями $C_{ya} = 0,7...1,2$.

После того как площадь крыла выбрана, крылу следует придать определенную форму, т.е. определить его размах l_{κ} , удлинение $\lambda_{\kappa} = l_{\kappa}^2 / S_{\kappa}$, сужение $\eta_{\kappa} = b_{ок} / b_{\kappa}$. ($b_{ок}$ – осевая хорда крыла, b_{κ} – концевая хорда крыла), углы стреловидности кромок, выбрать форму профиля. Эта задача решается на основе знаний теоретического курса аэродинамики [1, 2] с учетом, в первую очередь, заданного числа M полета, так как формы дозвуковых и сверхзвуковых крыльев существенно различаются.

Габаритные размеры корпуса ЛА можно определить исходя из его массы и среднего удельного веса конструкции. Удельный вес в первом приближении можно взять в пределах $\gamma = (0,5...2,0) \cdot 10^4 \text{ Н/м}^3$. Полагая, что корпус вписывается в некоторый цилиндр, у которого длина и диаметр совпадают с длиной l_{ϕ} и диаметром миделя корпуса $d_{\text{м}}$, можно записать следующее соотношение:

$$\gamma \frac{\pi d_{\text{м}}^2}{4} l_{\phi} = mg \quad (1.2)$$

Кроме того, исходя из образа прототипа, который студент выбирает для своего ЛА в соответствии с техническим заданием и знаниями теоретического курса аэродинамики, следует задаться удлинением корпуса

$$\lambda_{\phi} = \frac{l_{\phi}}{d_m} \quad (1.3)$$

По статистике удлинения корпусов дозвуковых ЛА лежат в пределах $\lambda_{\phi}=6.....12$. Сверхзвуковые ЛА имеют удлинения корпусов $\lambda_{\phi}=10.....25$. Чем больше число М, тем выше значение λ_{ϕ} . Решая систему уравнений (1.2) и (1.3), студент получает значения l_{ϕ} и d_m . Далее с учетом заданного числа M_{∞} выбираются удлинения и формы головной и хвостовой частей корпуса..

Площадь оперения должна составлять 10% - 25% от площади изолированного крыла, под которым понимаются две составленные вместе консоли. При выборе формы оперения следует заботиться о том, чтобы срыв потока на нем возникал при тех же или больших углах атаки, при которых он наблюдается на крыльях. Площадь концевых рулей и рулей, расположенных вдоль задней кромки, занимает не более 50% площади оперения.

Статистика утверждает, что дозвуковые ЛА, обладающие оптимальными аэродинамическими характеристиками, должны вписываться в квадрат, т.е. иметь размах крыла примерно равный длине фюзеляжа. У сверхзвуковых ЛА наблюдаются более вытянутые в направлении скорости потока формы. Причем, чем больше число M_{∞} полета, тем сильнее проявляется эта тенденция.

Расположение крыла и оперения по длине корпуса определяется схемой ЛА и положением его центра тяжести. Поскольку компоновать ЛА приходится еще до начала выполнения расчетов аэродинамических коэффициентов, то решение этой задачи на данном этапе работы должно основываться на использовании аналогов. В схемах "утка" и "нормальная" стремятся оперение отнести как можно дальше от центра тяжести. Это

увеличивает плечо и соответственно эффективность руля высоты и позволяет уменьшить его размеры. В схеме "бесхвостка" по этой же причине часто применяют крылья малого удлинения, вытянутые вдоль корпуса.

2. РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА НОРМАЛЬНОЙ СИЛЫ ЛА

Нормальную силу ЛА обычно представляют в виде суммы нормальных сил изолированного корпуса Y_ϕ , передних несущих поверхностей с учетом их взаимной интерференции с корпусом $Y_{1кр}$ и задних несущих поверхностей $Y_{2кр}$ с учетом интерференции между ними, корпусом и передними несущими поверхностями:

$$Y_{ЛА} = Y_\phi + Y_{1кр} + Y_{2кр} , \quad (2.1)$$

где: $Y_{ЛА} = C_{yЛА} q_\infty S$; $Y_\phi = C_{y\phi} q_\infty S_M$;

$$Y_{1кр} = k_{\text{тор}1} C_{y1кр} q_\infty S_{\kappa1} ;$$

$$Y_{2кр} = k_{\text{тор}2} C_{y2кр} q_\infty S_{\kappa2} ; \quad q_\infty = \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} ;$$

q_∞ -скоростной напор набегающего потока; C_y -коэффициент нормальной силы ЛА ; $C_{y\phi}$ - коэффициент нормальной силы корпуса; $C_{y1кр}$ -коэффициент нормальной силы переднего крыла ; $C_{y2кр}$ -коэффициент нормальной силы заднего крыла ; S - площадь основного крыла ЛА с подфюзеляжной частью (в схеме л.а. «нормальная» - это переднее крыло; в схеме л.а.«утка» - это заднее крыло) ; S_M -площадь миделевого сечения корпуса ; $S_{\kappa1}$ -площадь двух консолей переднего крыла ; $S_{\kappa2}$ --площадь двух консолей заднего крыла ;

После деления членов уравнения (2.1) на $q_\infty S$ получаем выражение, связывающее коэффициент нормальной силы ЛА, с соответствующими коэффициентами его частей:

$$C_{yЛА} = C_{y\phi} \frac{S_M}{S} + k_{\text{тор}1} C_{y1кр} \frac{S_{\kappa1}}{S} + k_{\text{тор}2} C_{y2кр} \frac{S_{\kappa2}}{S} \quad (2.2)$$

Коэффициенты торможения потока k_{top1} и k_{top2} представляют собой отношение скоростных напоров в районах расположения передней и задней несущих поверхностей к скоростному напору набегающего потока. Коэффициент $k_{\text{top1}} = 0,98 \dots 1$. Для учета торможения потока в районе задних несущих поверхностей необходимо учесть торможение в вязком пограничном слое от первой несущей поверхности по следующей приближенной формуле:

$$k_{\text{top2}} = \frac{q_2}{q_\infty} = 1 - 0,2 \frac{l_{\kappa 1}}{l_{r2}} \quad (2.3)$$

где $l_{\kappa 1}$ и $l_{\kappa 2}$ - размахи консолей передних и задних несущих поверхностей.

Если $\frac{l_{\kappa 1}}{l_{r2}} \geq 1$, то в формуле следует брать $k_{\text{top2}} = 0,8$.

2.1 КОЭФФИЦИЕНТ НОРМАЛЬНОЙ СИЛЫ КОРПУСА

Коэффициент нормальной силы корпуса, имеющего форму тела вращения, рассчитывается по следующей формуле

$$C_{y\phi} = C_{y\phi}^* + C_{y\phi}^{**}, \quad (2.1.1)$$

в которой первое слагаемое получено в предположении безотрывного обтекания

$$C_{y\phi}^* = C_\phi^\alpha \sin \alpha_\phi \cos \alpha_\phi. \quad (2.1.2)$$

Второе слагаемое учитывает срыв потока и представляет собой отнесенную к скоростному напору и площади миделя тела силу сопротивления этого тела, обтекаемого вязким поперечным потоком со скоростью $V_\infty \sin \alpha_\phi$

$$C_{y\phi}^{**} = \frac{4}{\pi} \frac{S_{бок}}{d_m^2} \eta_\phi C_{x\phi} \sin^2 \alpha_\phi \cdot \text{Sign} \alpha_\phi, \quad (2.1.3)$$

где величина $\text{sign} \alpha_\phi = 1$, если $\alpha_\phi > 0$ и $\text{sign} \alpha_\phi = -1$, если $\alpha_\phi < 0$.

$S_{бок}$ - площадь боковой проекции корпуса на плоскость, проходящую через его ось симметрии;

Производная коэффициента нормальной силы корпуса записывается в виде суммы соответствующих коэффициентов носовой и кормовой частей

$$C_{y\phi}^\alpha = C_{yn}^\alpha + C_{y\kappa\phi}^\alpha. \quad (2.1.4)$$

Здесь коэффициент C_{yn}^α учитывает несущие свойства носовой части совместно с примыкающим цилиндром

$$C_{yn}^\alpha = C_{уно}^\alpha (1 - \bar{d}_3^2) + C_{уз}^\alpha \bar{d}_3^2, \quad (2.1.5)$$

где $\bar{d}_3 = d_3 / d_m$, d_3 - диаметр затупления носовой части. Коэффициенты

$C_{уно}^\alpha$ конических носовых частей без затупления определяются по графикам рис. 2.1, а для оживальных носовых частей – по графикам рис. 2.2 в зависимости от числа M_∞ , удлинения носовой части λ_n и цилиндрической части λ_κ . $C_{уз}^\alpha$ затупленных носовых частей определяются по графикам рис. 2.3 в зависимости от формы затупления (сферическое затупление, плоский торец), числа M_∞ и удлинения цилиндрической части [5].

Производная коэффициента нормальной силы кормовой части тела вращения

$$C_{y\kappa\phi}^\alpha = 2k_{\kappa\phi} \left(\frac{d_\phi^2}{d_m^2} - 1 \right) \quad (2.1.6)$$

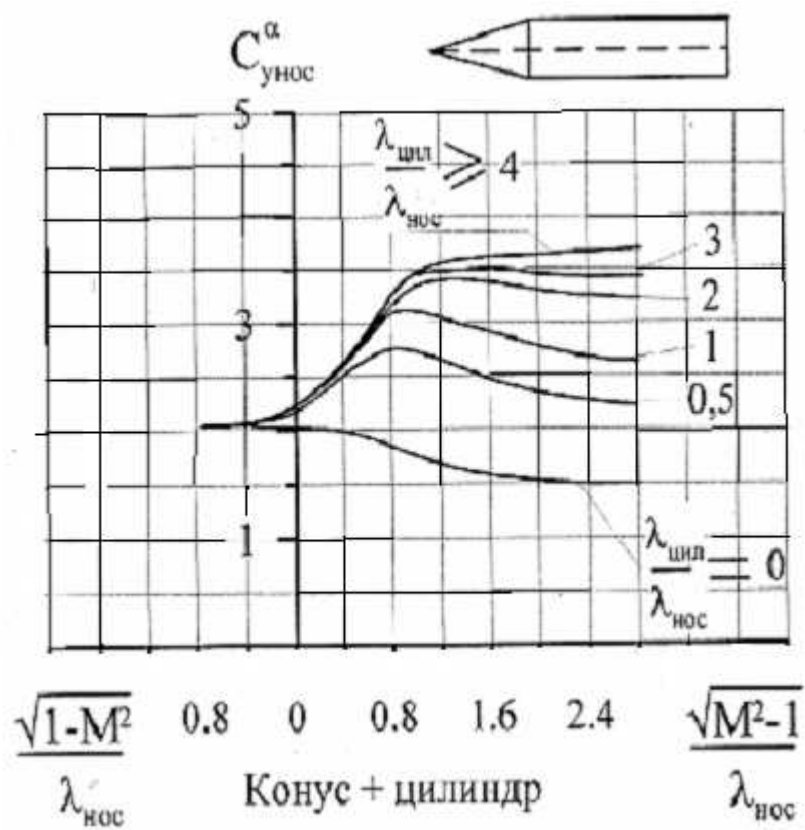


Рис.2.1

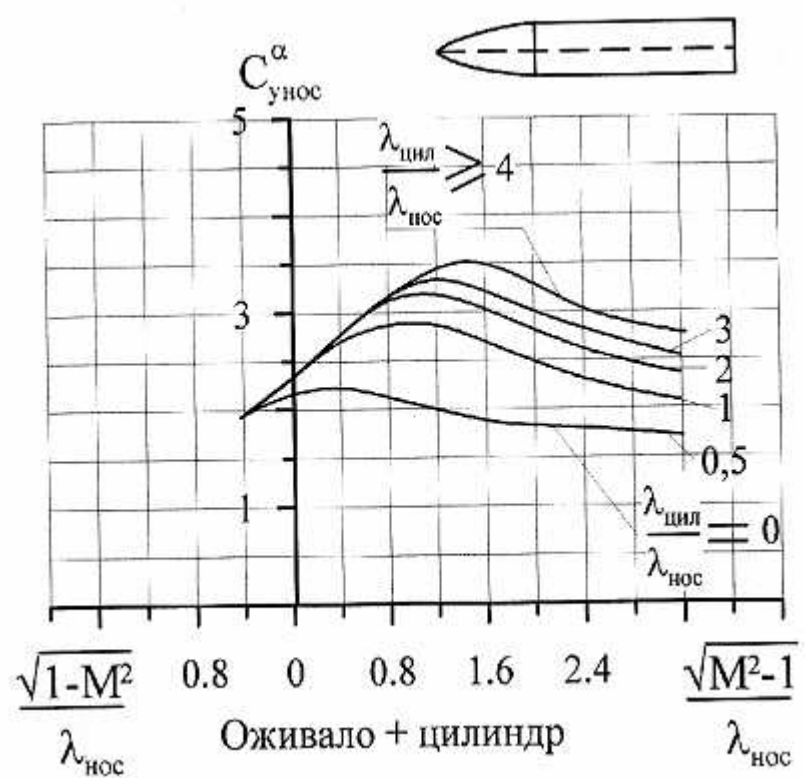


Рис.2.2

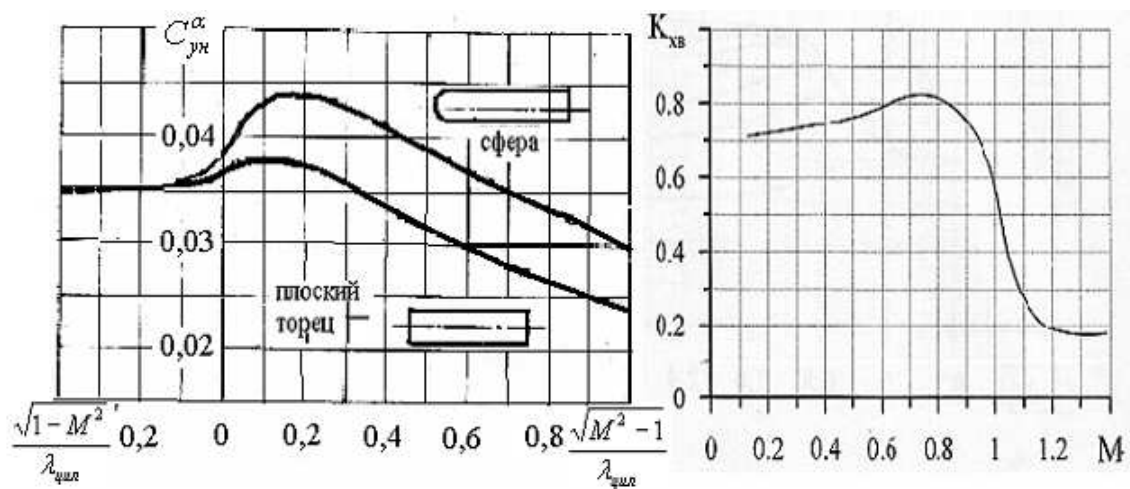


Рис.2.3

Рис.2.4

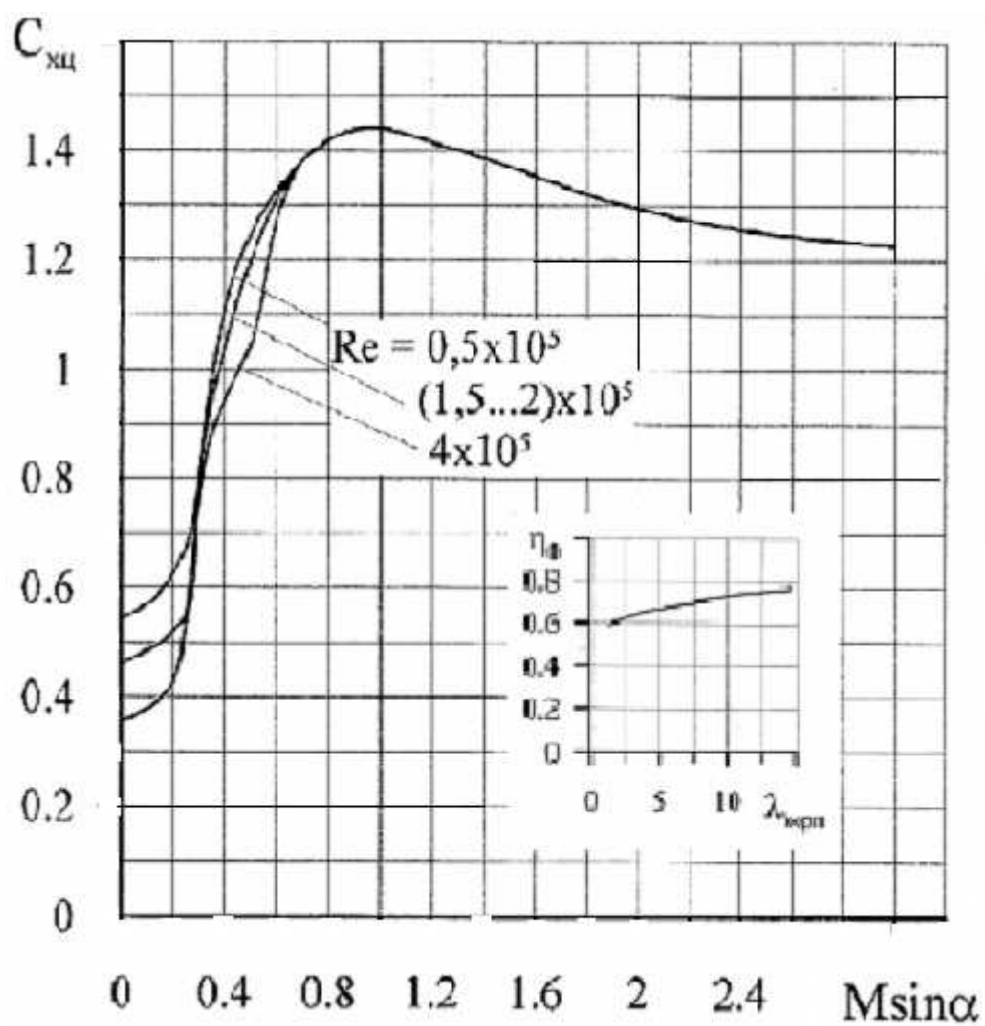


Рис.2.5

Эмпирический коэффициент $k_{xв}$ определяется по графику рис. 2.4 в зависимости от числа M_∞ , d_∂ - диаметр донного, среза. d_m - диаметр миделевого сечения корпуса.

Коэффициент сопротивления цилиндра $C_{хи}$, установленного поперек потока, и эмпирический коэффициент η_ϕ , учитывающий отличия в обтекании бесконечного цилиндра и тела вращения конечной длины (рис. 2.5), зависят от чисел

$$M_{n\infty} = M_\infty \sin \alpha_\phi, \quad Re_{n\infty} = \frac{V_\infty d_m}{\nu} \sin \alpha_\phi,$$

где ν - кинематический коэффициент вязкости.

2.2 КОЭФФИЦИЕНТ НОРМАЛЬНОЙ СИЛЫ ПЕРЕДНИХ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ЛА С НЕОТКЛОНЕННЫМИ РУЛЯМИ

При установке крыла на теле вращения в среднем положении между ними возникает аэродинамическая интерференция, приводящая к увеличению нормальной силы корпуса и консолей крыла из-за увеличения местной скорости поперечного обтекания корпуса и вследствие этого к увеличению угла атаки в сечениях крыла. Известно, что при обтекании тонких тел вращения поле скоростей в любом сечении, нормальном к оси симметрии, оказывается таким же, как при обтекании бесконечного цилиндра поперечным потоком со скоростью $V_\infty \sin \alpha_\phi$. При этом скорость в плоскости установки крыльев увеличивается в соответствии со следующим законом

$$V_n = V_\infty \sin \alpha_\phi \cos \psi \left(1 + \frac{d^2}{4r^2}\right), \quad (2.2.1)$$

где ψ - угол между горизонтальной плоскостью oxz и плоскостью крыла; $r \sim$ координата, отсчитываемая от оси симметрии вдоль размаха крыла. Если $\psi = 0$, то $r=z$ и $V_n = V_y$.

Из формулы (2.2.1) следует, что скорость потока в каждом сечении крыла больше, чем проекция скорости набегающего потока на нормаль к плоскости крыла, в $\left(1 + \frac{d^2}{4r^2}\right)$ раз. Это хорошо видно из выражений для осредненных по размаху нормальной скорости и углов атаки:

$$V_{nc} = \frac{2}{l-d} \int_{d/2}^{l/2} V_n \cdot dr = V_\infty \left(1 + \frac{d}{l}\right) \sin \alpha_\phi \cos \psi \quad (2.2.2)$$

$$\alpha_c = \arctg\left(\frac{V_{nc}}{V_\infty \cos \alpha_\phi}\right) = \arctg\left[\left(1 + \frac{d}{l}\right) \tg \alpha_\phi \cos \psi\right] \quad (2.2.3)$$

С учетом интерференции между корпусом и крылом коэффициент нормальной силы передних несущих поверхностей рассчитывается по формуле

$$C_{y1kp} = C_{y1k(\phi)} + C_{y1\phi(\kappa)} \quad (2.2.4)$$

где $C_{y1k(\phi)}$ - коэффициент нормальной силы консолей крыла с учетом влияния корпуса; $C_{y1\phi(\kappa)}$ - коэффициент нормальной силы корпуса, возникающей из-за интерференции с крылом на участке корпуса, примыкающего к крылу. Если участок корпуса, где крепится крыло, цилиндрический, то $d = d_M$, а если конический или оживальный, то берется среднее значение диаметра на этом участке.

В основе расчета коэффициента нормальной силы переднего крыла $C_{y1кр}$ лежит расчет производной от коэффициента нормальной силы изолированного крыла $C_{y1к}^\alpha$. Под изолированным крылом понимается плоское крыло, составленное из двух консолей. Предполагается, что на корпусе имеется четыре консоли, расположенные либо в схеме «плюс», либо в схеме «икс». Схема "плюс" без крена и скольжения по созданию подъемной силы равносильна самолетной схеме с двумя горизонтальными консолями. Значения коэффициента $C_{y1к}^\alpha$ берутся из графиков на рис. 2.6....2.9.

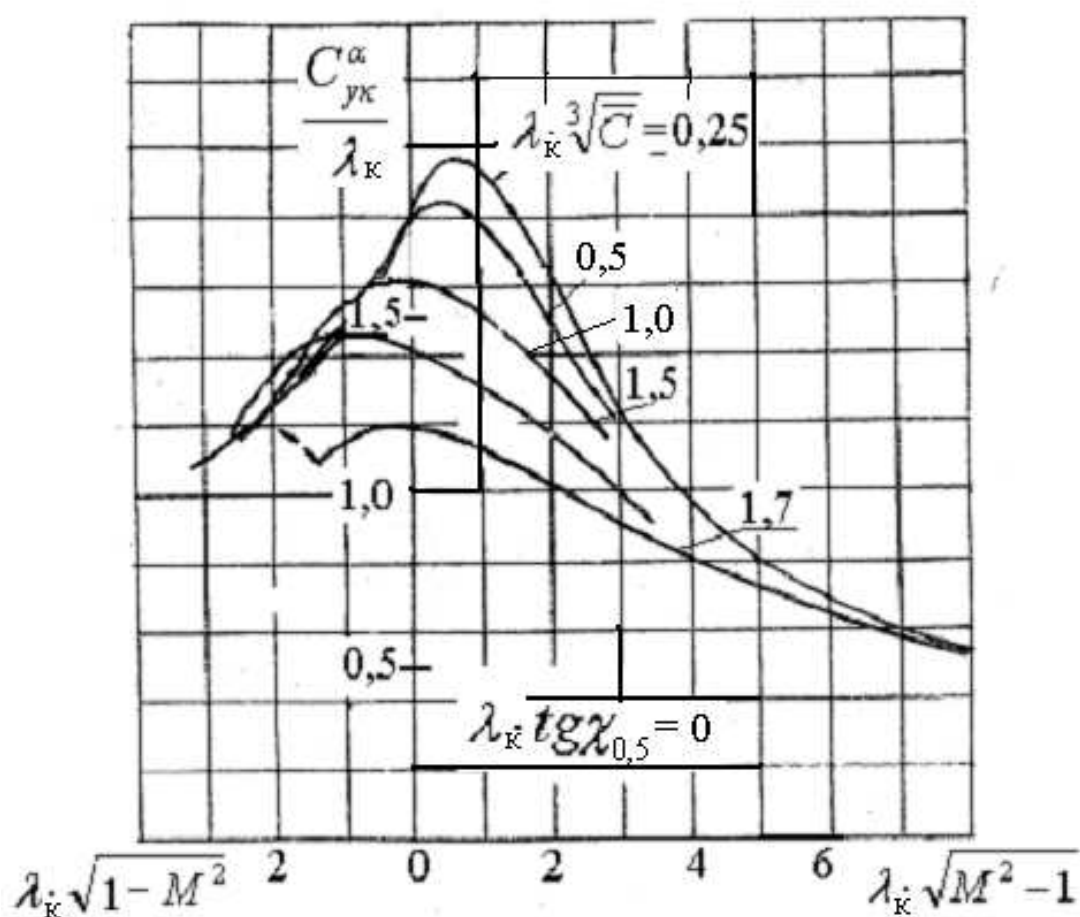


Рис.2.6

Сначала выбирается один из четырех графиков по величине параметра $\lambda \cdot \operatorname{tg} \chi_{0,5}$. ($\lambda = \lambda_k = l_k^2 / S_k$ -удлинение консолей крыла; $\chi_{0,5}$ -угол стреловидности линии середины хорд). Затем на этом графике выбирается подходящая кривая для параметра $\lambda \cdot \sqrt[3]{\bar{C}}$. (здесь $\bar{C} = C_{\max} / b$ - относительная толщина профиля крыла; $C_{\max}$ -максимальная толщина профиля; b -хорда профиля). Далее для параметра $\lambda \cdot \sqrt{M^2 - 1}$ находится значение величины $\frac{C_{y\kappa}^\alpha}{\lambda}$. Коэффициент $C_{y1\kappa}^\alpha$ определяется как

$$C_{y1\kappa}^\alpha = \frac{C_{y\kappa}^\alpha}{\lambda} \cdot \lambda$$

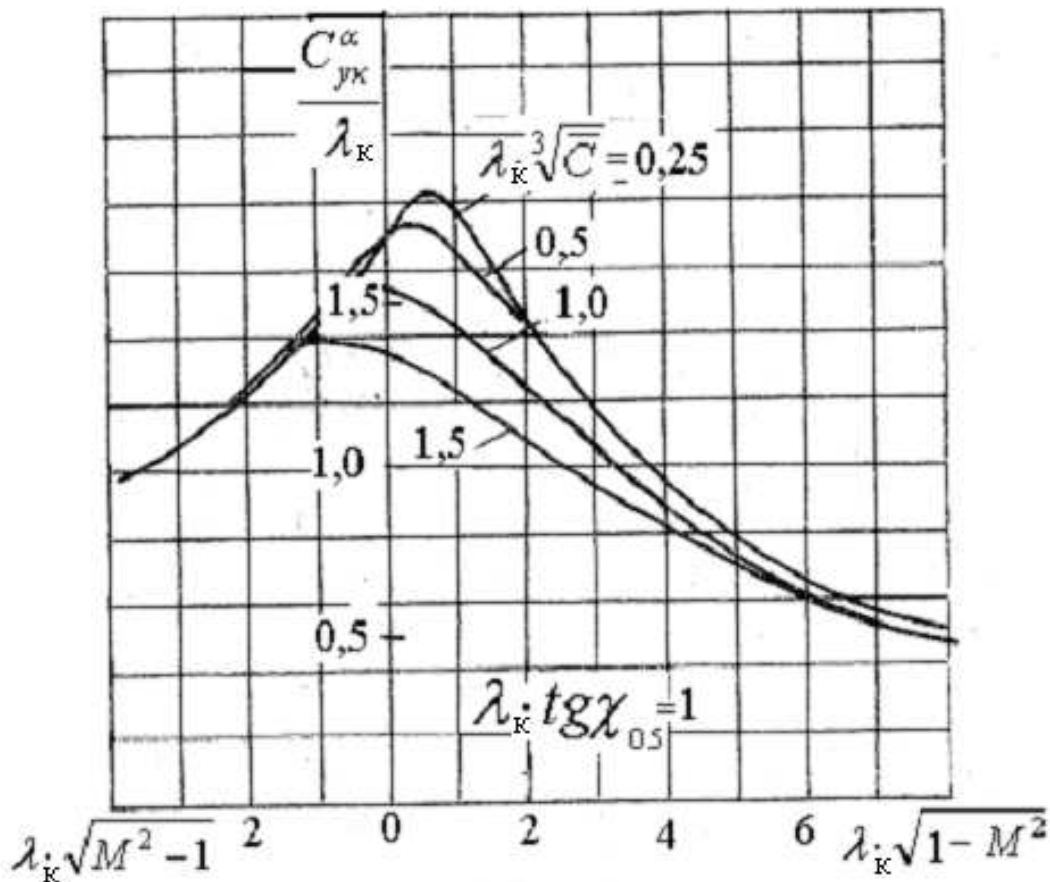


Рис.2.7

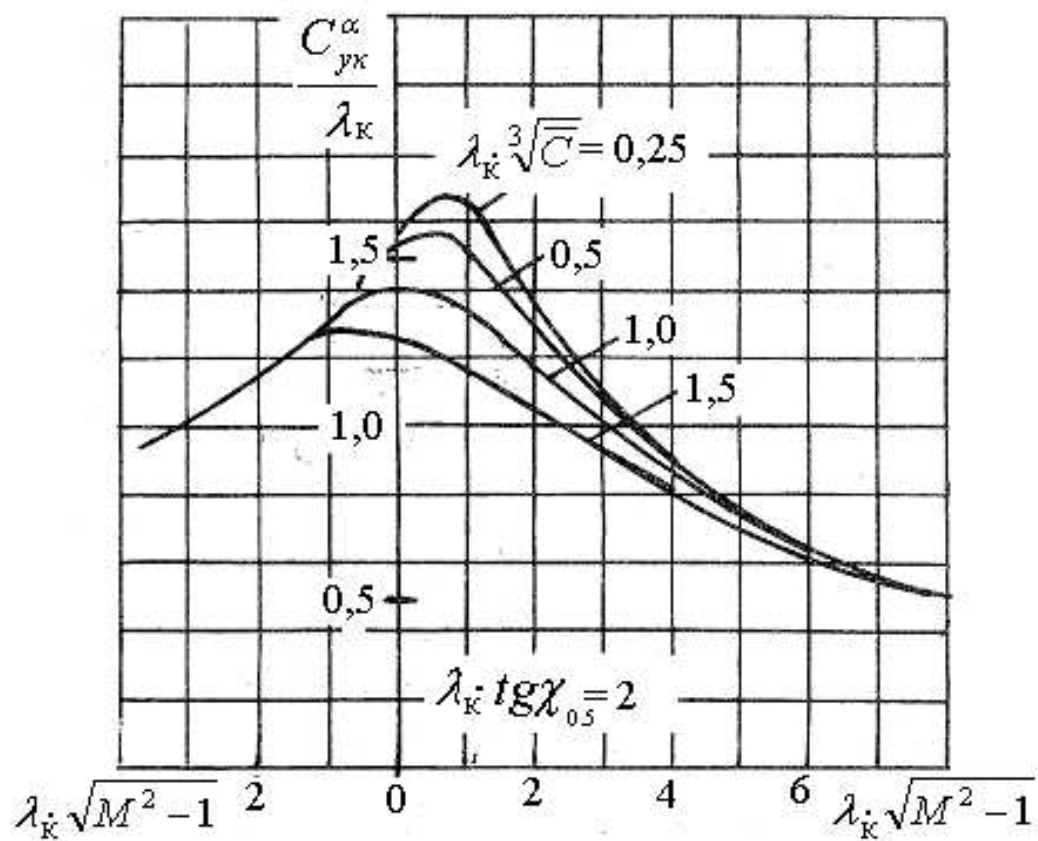


Рис.2.8

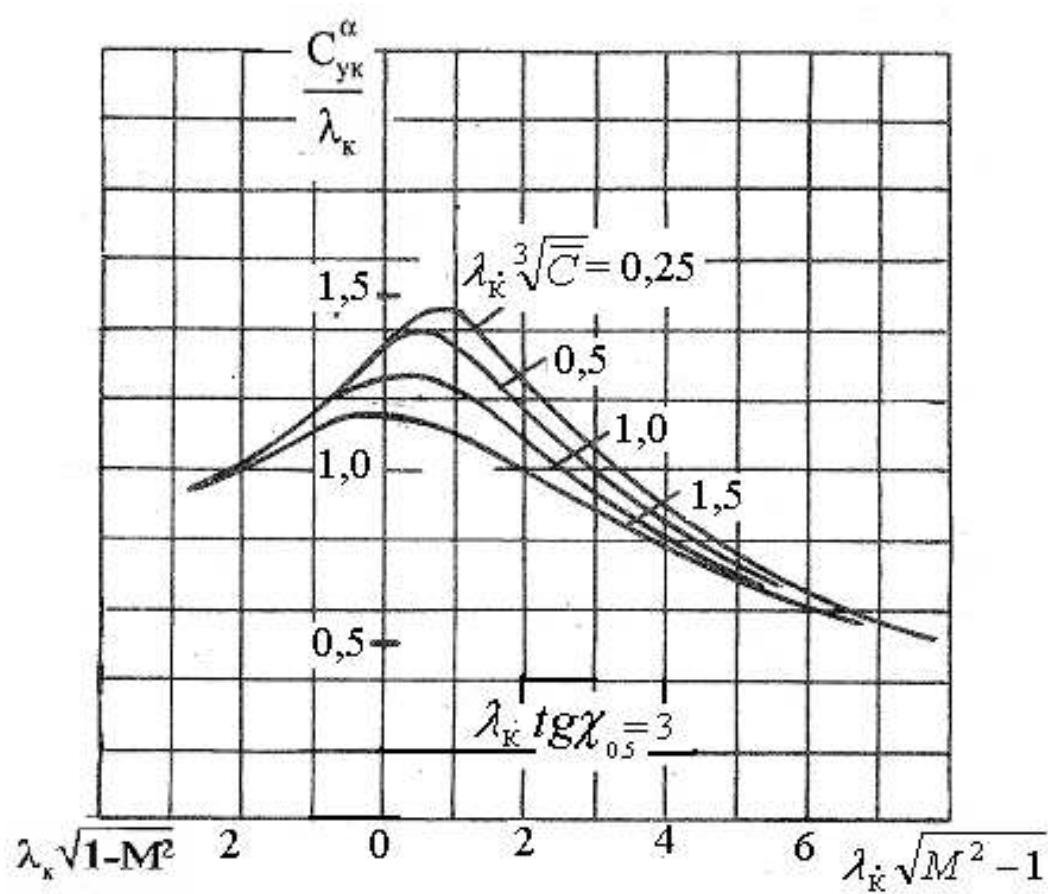


Рис.2.9

Первое слагаемое в правой части формулы (2.2.4) в свою очередь записывается двучленной формулой

$$C_{y1\kappa(\phi)} = k_M (C_{y1\kappa(\phi)}^* + C_{y1\kappa(\phi)}^{**}), \quad (2.2.5)$$

в которой коэффициент $C_{y1\kappa(\phi)}^*$ является коэффициентом нормальной силы крыла в присутствии корпуса, полученным в предположении безотрывного обтекания крыла на докритических углах $\alpha_\kappa < \alpha_{\kappa p}$. Он записывается в виде

$$C_{y1\kappa(\phi)}^* = \xi C_{y1\kappa}^\alpha \sin \alpha_\kappa \cos \alpha_\kappa, \quad (2.2.6)$$

где $C_{y1\kappa}^\alpha$ - производная от коэффициента нормальной силы по углу атаки при нулевой подъемной силе; угол атаки крыла α_κ равен среднему углу α_c вычисляемому по формуле (2.2.3). При этом угол атаки крыла α_κ нужно определять с учетом всех факторов, влияющих на его величину, а именно, угла ψ установки крыла на корпусе в схемах «плюс» или «икс», интерференции крыла с корпусом, учитываемой углом α_c , и впоследствии, угла отклонения руля, если таковой имеется, на угол δ , эквивалентного углу отклонения всего крыла на угол $\varphi = n\delta$.

Однако известно, что у крыльев при достижении критического угла атаки над верхней поверхностью крыла начинается разрушение организованной структуры течения и возникает отрыв потока, что приводит к прекращению роста коэффициента нормальной силы. Наиболее существенно это проявляется у крыльев большого удлинения при числах $M_\infty \leq 1$. При углах атаки, близких к критическим, аэродинамические коэффициенты крыльев, а также критические углы атаки $\alpha_{\kappa p}$ сильно зависят не только от формы крыльев в плане и числа Маха, но также от числа Рейнольдса, от формы носков и относительной толщины профилей крыльев. Для тонких крыльев с острыми передними

кромками влияние перечисленных факторов уменьшается, что позволяет получить приближенный эмпирический график для определения углов $\alpha_{кр}$ в зависимости от удлинения крыльев и чисел M_∞ , полета (Угол $\alpha_{кр}$ берется из графика на рис. 2.10).

Известно, что при безотрывном обтекании примерно 3/4 нормальной силы крыла в дозвуковом потоке создается за счет разрежения на его верхней поверхности. При сверхзвуковых скоростях доля верхней поверхности, в создании нормальной, силы крыла составляет 1/2.

Указанные особенности в обтекании крыльев удастся учесть введением в формулу (2.2.6) коэффициента ξ . Этот коэффициент при докритических углах атаки $\alpha_k < \alpha_{кр}$ принимает значение $\xi = 1$. Поскольку срыв захватывает только верхнюю поверхность и уничтожает на ней часть силы, обусловленной безотрывным обтеканием, то при дозвуковом полете на закритических углах атаки $\alpha_k \geq \alpha_{кр} + 10^\circ$ коэффициент следует брать $\xi = 0,25$. При сверхзвуковом полете на закритических углах атаки $\alpha_k \geq \alpha_{кр} + 10^\circ$ коэффициент $\xi = 0,5$. Значения коэффициента C_{y1k}^α берутся из графиков на рис. 2.6-2.9. Величина $\alpha_{кр}$ берется из графика на рис.10

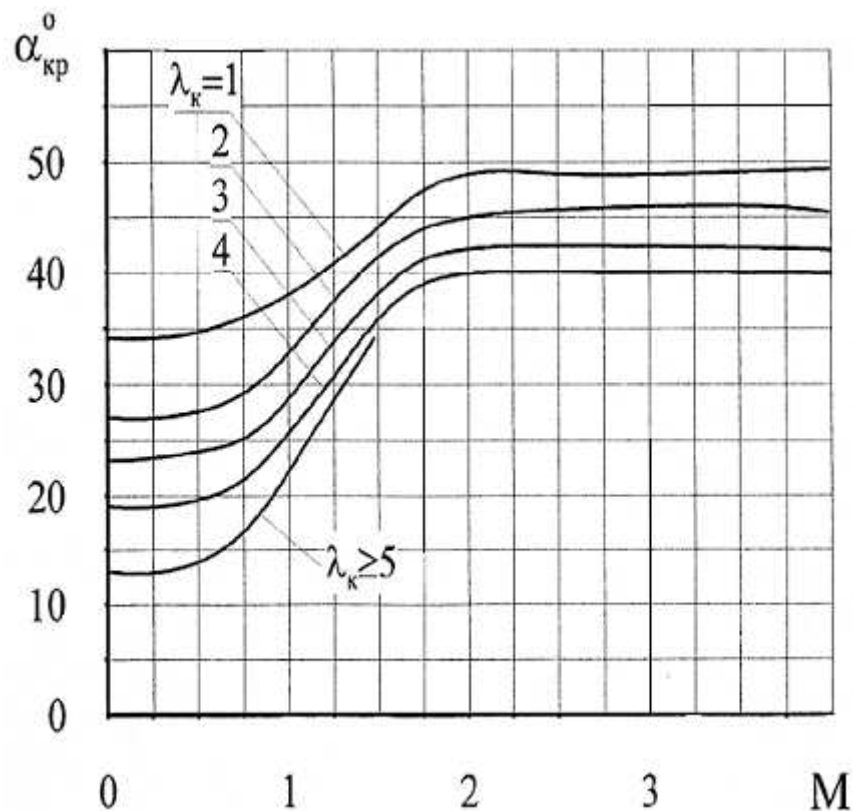


Рис.2.10

Второе слагаемое формулы (2.2.5) учитывает влияние вихрей, сходящих с передних кромок крыла, и простирающихся над верхней поверхностью крыла при больших углах атаки и ряд других факторов на несущие свойства крыла. Силу, определяемую этим слагаемым для крыла, которое установлено на теле вращения, можно рассматривать как силу сопротивления крыла при его обтекании поперечным потоком со средней скоростью V_{nc} (2.2.3) и записывать в виде

$$C_{y1\kappa(\phi)}^{**} = \bar{A} \sin^2 \alpha_\phi \cos^2 \psi \left(1 + \frac{d}{l}\right)^2 \text{sign} \alpha_\phi \quad (2.2.7)$$

Коэффициент $\bar{A}$ рассчитывается по формуле

$$\bar{A} = A \cos^3 |\alpha_\kappa| + C_{хпл} \sin^2 \alpha_\kappa, \quad (2.2.8)$$

где A - эмпирический коэффициент, учитывающий прирост нормальной силы крыла при больших докритических углах атаки из-за разрежения

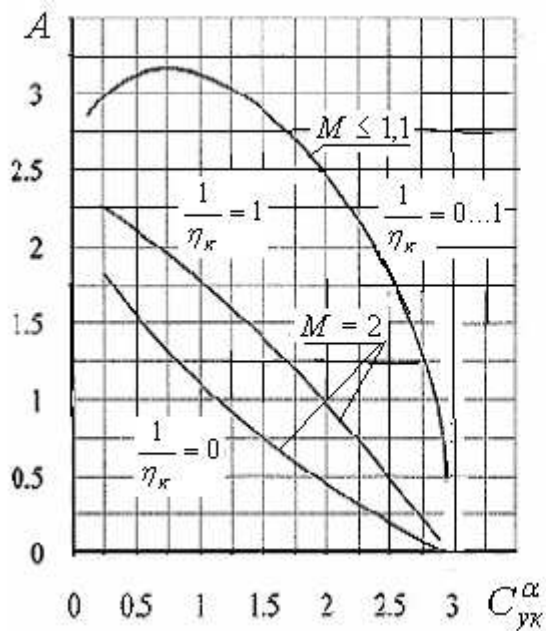


Рис.2.11

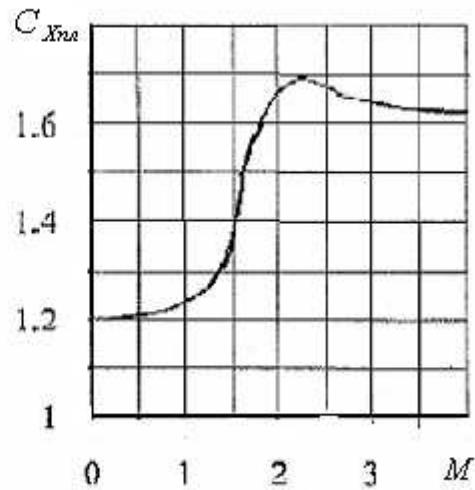


Рис.2.12

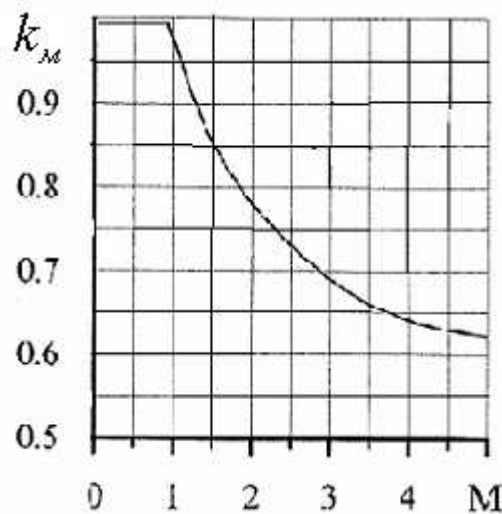


Рис.2.13

под вихрями над верхней поверхностью крыла; $C_{xпл}$ - коэффициент сопротивления крыла, установленного поперек потока. Значения этих коэффициентов берутся из графиков на рис. 2.11 -2.12 в зависимости от формы крыла и числа Маха. Считается, что они не зависят от интерференции крыла с корпусом. Величина $sign \alpha_\phi = 1$, если $\alpha_\phi > 0$ и $sign \alpha_\phi = -1$, если

$\alpha_\phi < 0$. Обычно в формулы (2.2.5)...(2.2.7) вводят еще коэффициент k_m (рис. 2.13), учитывающий уменьшение влияния интерференции на несущие, свойства консолей крыльев и корпуса, которое наблюдается при сверхзвуковых скоростях.

Угол ψ у несущих консолей в схеме "плюс" равен нулю, в схеме "икс" равен 45° , Соответственно значения косинусов в формулах (2.2.6) и (2.2.7) в этих схемах л.а. будут разными. Кроме того, нужно учесть, что в схеме «плюс» нормальную силу создают только горизонтальные консоли, а в схеме «икс» все четыре консоли. С учетом отмеченных особенностей запишем выражения для коэффициентов нормальной силы крыльев с помощью формул (2.2.6) и (2.2.7). **В схеме «плюс»:**

$$C_{y1\kappa(\phi)}^* = \xi C_{y1\kappa}^\alpha \sin \alpha_\kappa \cos \alpha_\kappa, \quad (2.2.9)$$

$$C_{y1\kappa(\phi)}^{**} = \bar{A} \left(1 + \frac{d}{l_1}\right)^2 \sin^2 \alpha_\phi \operatorname{sign} \alpha_\phi, \quad (2.2.10)$$

где угол атаки крыла равен среднему по размаху крыла углу атаки

$$\alpha_\kappa = \alpha_c = \operatorname{arctg} \left[\left(1 + \frac{d}{l_1}\right) \operatorname{tg} \alpha_\phi \right]. \quad (2.2.11)$$

В схеме «икс»:

$$C_{y1\kappa(\phi)}^* = \sqrt{2} \xi C_{y1\kappa}^\alpha \sin \alpha_\kappa \cos \alpha_\kappa, \quad (2.2.12)$$

$$C_{y1\kappa(\phi)}^{**} = \sqrt{2} k_{\text{всрх}} \bar{A} \left(1 + \frac{d}{l_1}\right)^2 \sin^2 \alpha_\phi \operatorname{sign} \alpha_\phi, \quad (2.2.13)$$

где угол атаки крыла равен среднему по размаху крыла углу атаки

$$\alpha_\kappa = \alpha_c = \operatorname{arctg} \left[\frac{\sqrt{2}}{2} \left(1 + \frac{d}{l_1}\right) \operatorname{tg} \alpha_\phi \right], \quad (2.2.14)$$

где $\text{sign}\alpha_\phi = 1$, если $\alpha_\phi > 0$ и $\text{sign}\alpha_\phi = -1$, если $\alpha_\phi < 0$. Коэффициент затенения корпусом верхних консолей в схеме «икс» выразится формулой

$$k_{\text{верх}} = \frac{1+k_1}{4}, \text{ в которой для } \frac{l}{d_m} \geq \sqrt{2}d_m \quad (2.2.15)$$

$$k_1 = 1 - M_\infty \frac{0,41d_m}{l - d_m} \text{ при } M_\infty \leq 1, \quad k_1 = 1 - \frac{0,41d_m}{l - d_m} \text{ при } M_\infty \geq 1 \quad (2.2.16)$$

Формулы (2.2.5), (2.2.9)...(2.2.16) могут быть использованы во всем диапазоне углов атаки $\alpha_\kappa = 0 \dots 90^\circ$ и чисел Маха $M_\infty = 0 \dots 3$. Из этих формул следует, что при больших углах атаки несущие свойства крыльев в самолетной схеме или схеме "плюс" будут выше, чем в схеме «икс». Этот вывод не учитывает влияние вихрей от тела вращения на несущие свойства крыльев. Коэффициент k_1 учитывает уменьшение несущих свойств верхних консолей в схеме "икс" из-за затенения их корпусом и нижними консолями крыльев.

Выражение

$$k_{\alpha\alpha} = k_\kappa + k_T = \left(1 + \frac{d}{l}\right)^2, \quad (2.2.17)$$

входящее в (2.2.10)...(2.2.14), учитывает интерференцию (взаимное влияние) между крылом и корпусом. Оно равно сумме коэффициента интерференции

крыла $k_\kappa = \frac{C_{y1\kappa}^\alpha(\phi)}{C_{y1\kappa}^\alpha}$ и коэффициента интерференции корпуса

$k_T = \frac{C_{y1\phi(\kappa 0)}^\alpha}{C_{y1\kappa}^\alpha}$. Эти коэффициенты главным образом зависят от отношения

диаметра корпуса к размаху крыла. Их значения

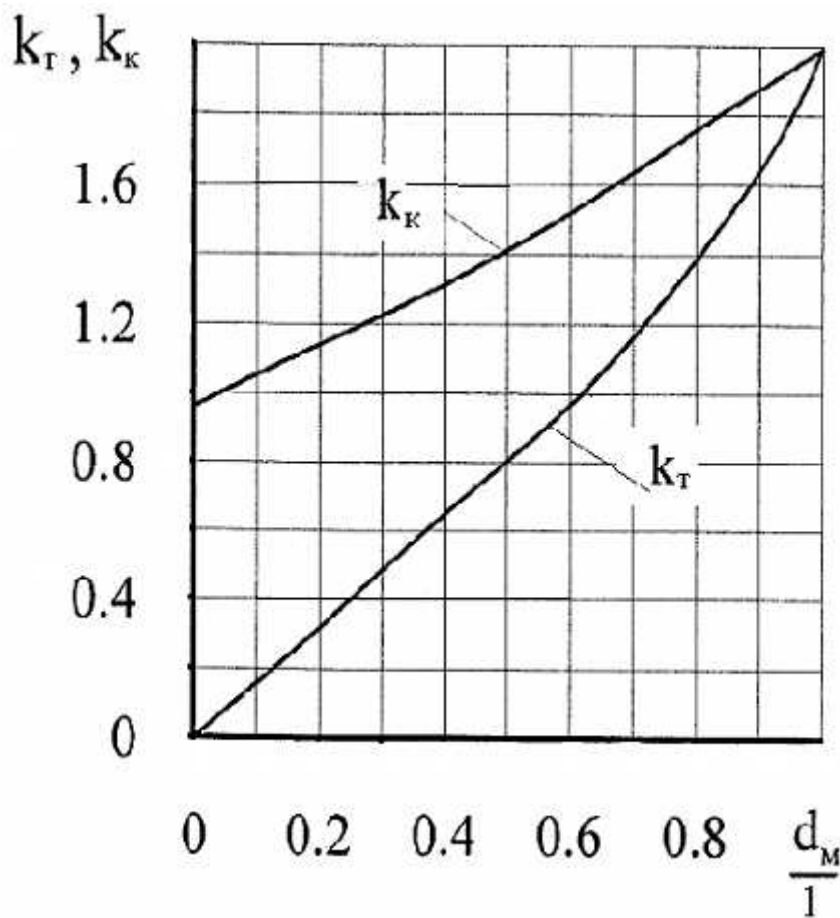


Рис.2.14

представлены на рис.2.14. Здесь $C_{y1\kappa(\phi)}^\alpha$ - производная от коэффициента нормальной силы консолей. крыла в присутствии корпуса, $C_{y1\phi(\kappa)}^\alpha$ - производная от коэффициента нормальной силы, перенесенной крылом на корпус вблизи заделки крыла (рис.2.2.5). l -размах крыла. d -диаметр корпуса.

Коэффициент нормальной силы, возникающей на корпусе из-за интерференции с крыльями, в схеме "плюс"

$$C_{y1\phi(\kappa)} = \xi k_m k_T k_z C_{y1\kappa}^\alpha \sin \alpha_\kappa \cos \alpha_\kappa \quad (2.2.18)$$

где $\alpha_{\kappa} = \alpha_c = \arctg \left[\left(1 + \frac{d}{l_1}\right) \operatorname{tg} \alpha_{\phi} \right]$

В формуле (2.2.18) коэффициент интерференции корпуса k_T можно принять независимым от углов атаки α_{ϕ} и равным его значению, полученному в теории тонкого тела:

$$k_T = \left(1 + \frac{d}{l}\right)^2 - k_{\kappa}, \quad (2.2.19)$$

Коэффициенты интерференции k_{κ} и k_T можно определять также по графика на рис.2.14.

Коэффициент нормальной силы, возникающей на корпусе из-за интерференции с крыльями, **в охеме "икс"**

$$C_{y1\phi(\kappa)} = \sqrt{2} \xi k_{\kappa} k_T k_3 C_{y1\kappa}^{\alpha} \sin \alpha_{\kappa} \cos \alpha_{\kappa}, \quad (2.2.20)$$

где $\alpha_{\kappa} = \alpha_c = \arctg \left[\frac{\sqrt{2}}{2} \left(1 + \frac{d}{l_1}\right) \operatorname{tg} \alpha_{\phi} \right]$ (2.2.21)

В формулах (2.2.18), (2.2.21) коэффициент $k_3 = 1$ при числах $M_{\infty} \leq 1$ при любой корме, а при $M_{\infty} \geq 1$ только в случае большой относительной длины корпуса за крылом, отвечающей условию

$$\bar{l}_{x\phi 1} = \frac{l_{x\phi 1}}{d} \geq \frac{\sqrt{M_{\infty}^2 - 1}}{2}. \quad (2.2.22)$$

При сверхзвуковых скоростях и короткой корме за крылом

$$\bar{l}_{x\phi 1} \leq \frac{\sqrt{M_{\infty}^2 - 1}}{2} \quad (2.2.23)$$

для расчета нагрузки, индуцируемой крылом на корпусе, используется приближенная схема распространения возмущений (рис.2.15).

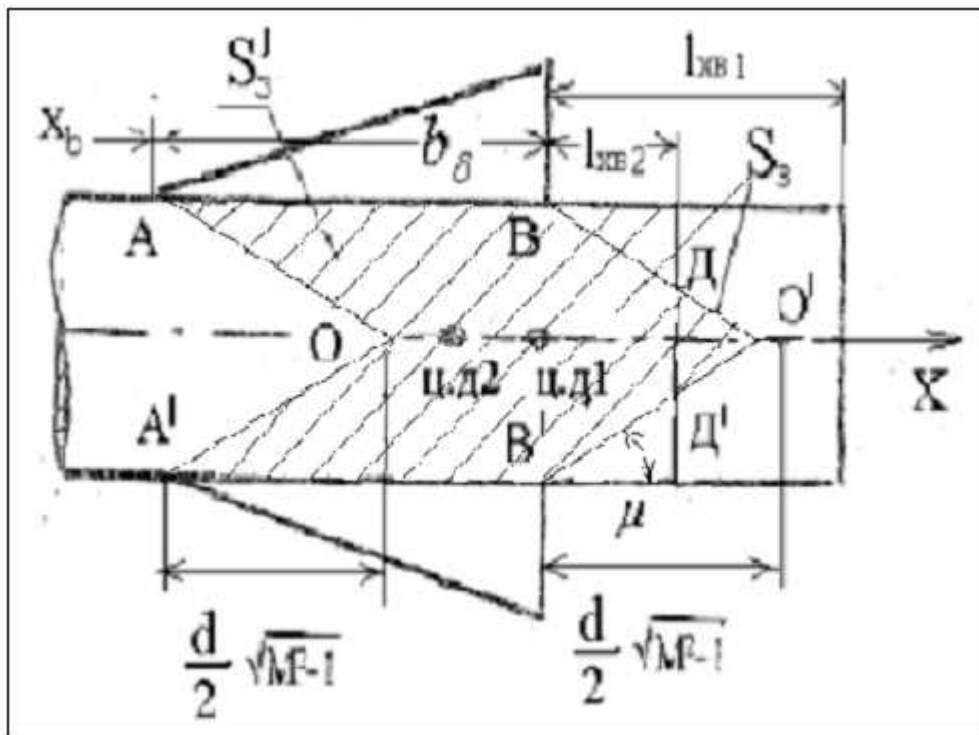


Рис.2.15

Корпус принимается плоским и установленным под нулевым углом атаки. Считается, что нагрузка равномерно распределена на заштрихованной площади корпуса, которая ограничена линиями возмущения, выходящими из концов бортовых хорд консолей, и донным срезом. С учетом принятых допущений суммарная сила $Y_1\phi(\kappa)$ пропорциональна заштрихованной части площади корпуса за крылом S_3' ко всей заштрихованной площади между линиями возмущения S_3 , включающей часть площади за пределами конфигурации Л.А.

Рассмотренное явление учитывается коэффициентом $k_3 = \frac{S_3'}{S_3}$ в формулах (2.2.18) и (2.2.21) в виде множителя. Точка приложения силы

$Y_1\phi(k)$ находится в центре площади $S_3^!$. (Если $\bar{l}_{x\phi 1} \geq \frac{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}{2}$ или $M_\infty \leq 1$, то $S_3^! = S_3$ и $k_3 = 1$).

2.3 КОЭФФИЦИЕНТ НОРМАЛЬНОЙ СИЛЫ ПЕРЕДНИХ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ С ОТКЛОНЕННЫМИ РУЛЯМИ

Передние несущие поверхности могут быть цельноповоротными органами управления или иметь органы управления в виде отклоняемых частей - рулей. Отклонение рулей на угол δ изменяет нормальную силу несущей поверхности (оперения). Отношение этой силы к нормальной силе, вызванной изменением угла установки несущей поверхности (оперения) φ относительно корпуса при изменении углов δ и φ на один градус, называется относительной эффективностью органов управления:

$$n = \frac{C_{yon}^\delta}{C_{yon}^\varphi} = \frac{\varphi}{\delta}$$

Из этого следует, что отклонение органов управления на угол δ эквивалентно изменению угла установки несущей поверхности на $\Delta\varphi = n\delta$. В результате угол атаки консолей крыла и средняя величина нормального к поверхности крыла компонента скорости (рис. 2.16) будут

$$\alpha_k = \alpha_c + k'_k n\delta \quad (2.3.1)$$

$$V_{nc} = V_\infty \cos \alpha_\phi \sin(n\delta) + V_\infty \sin \alpha_\phi \cos \psi \left(1 + \frac{d}{l}\right) \cos(n\delta) \quad (2.3.2)$$

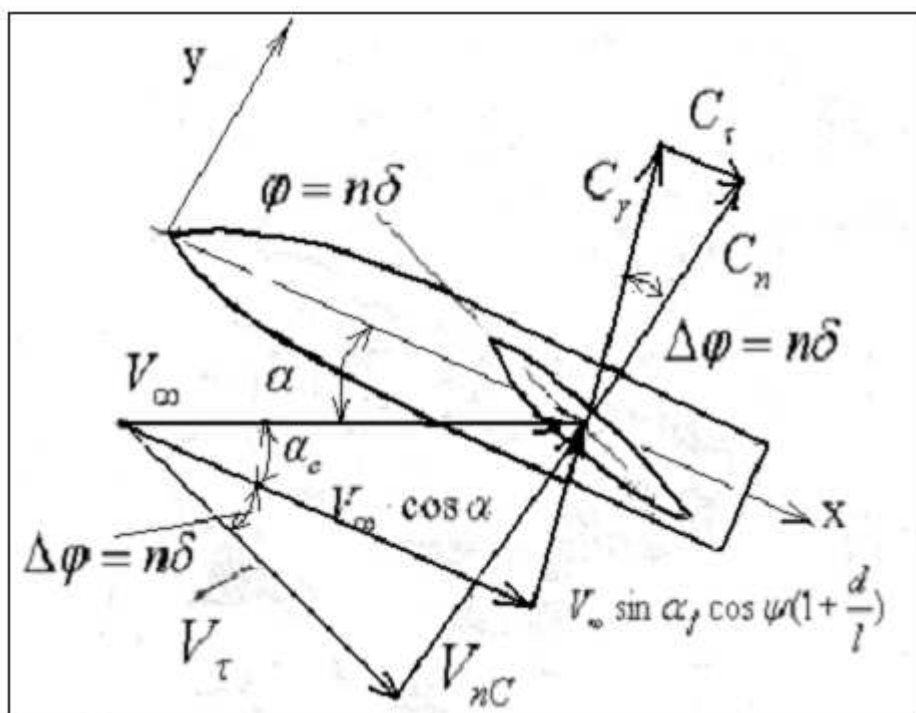


Рис.2.16

Здесь k'_k - коэффициент интерференция оперения, отклоненного относительно корпуса на угол $\varphi = n\delta$. При этом угол атаки корпуса принимается равным нулю. Этот коэффициент можно записать как отношение производной от коэффициента нормальной силы по углу атаки оперения в присутствии корпуса $C_{yon(\varphi)}^\alpha$ к производной от коэффициента нормальной силы изолированного оперения C_{yon}^α

$$k'_k = \frac{C_{yon(\varphi)}^\alpha}{C_{yon}^\alpha} /$$

Кроме этого, при повороте оперения относительно корпуса на угол $\varphi = n\delta$ повышенное давление из-под оперения переносится на часть нижней поверхности корпуса, примыкающей к оперению. Пониженное давление с верхней поверхности оперения переносится на часть верхней

поверхности корпуса. В результате возникшего перепада давления на этой части корпуса возникает дополнительная нормальная сила, имеющая интерференционную природу. Коэффициент этой силы принято записывать в виде

$$k_T' = \frac{C_{y\phi(on)}^\alpha}{C_{yон}^\alpha},$$

где $C_{y\phi(on)}^\alpha$ - производная от коэффициента нормальной силы, возникшей на фюзеляже под влиянием отклоненного оперения. При этом угол атаки корпуса принимается равным нулю. Значение этих коэффициентов определяются из графика (рис. 2.17).

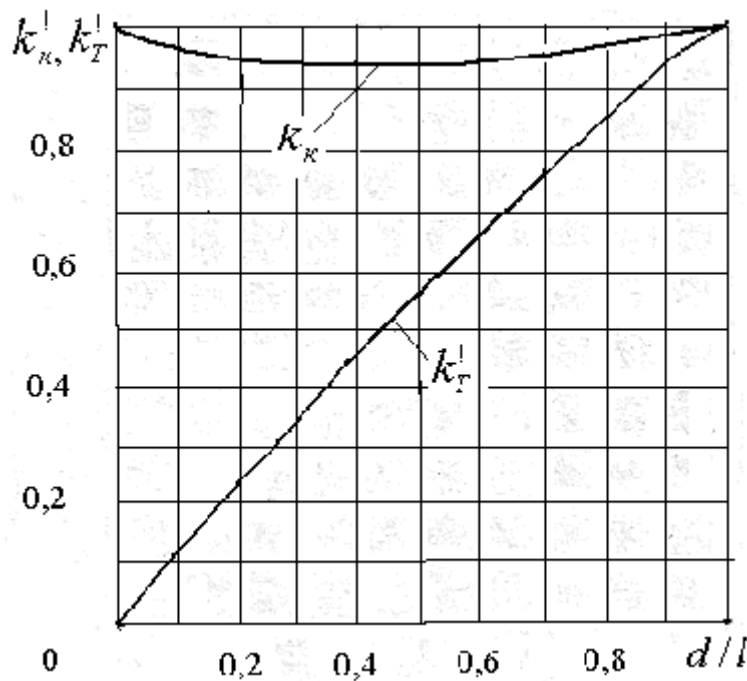


Рис.2.17

Коэффициент нормальной к оси корпуса силы консолей крыла (оперения), отклоненных на угол $\Delta\varphi = n\delta$, представим в виде суммы

коэффициента $C_{y1\kappa(\phi)}^*$, полученного в предположении безотрывного обтекания крыла, и коэффициента $C_{y1\kappa(\phi)}^{**}$, полученного с учетом влияния вихрей, сходящихся с передней кромки крыла и простирающихся над его верхней поверхностью

$$C_{y1\kappa(\phi)} = k_M (C_{y1\kappa(\phi)}^* + C_{y1\kappa(\phi)}^{**}) \quad (2.3.3)$$

Для консолей крыльев **в схеме «плюс»** коэффициенты запишутся в виде

$$C_{y1\kappa(\phi)}^* = \xi C_{y1\kappa}^\alpha \sin \alpha_\kappa \cos \alpha_\kappa \cos n\delta, \quad (2.3.4)$$

$$C_{y1\kappa(\phi)}^{**} = \bar{A} \cos n\delta \left[\left(1 + \frac{d}{l}\right) \sin \alpha_\phi \cos n\delta + \cos \alpha_\phi \sin n\delta \right]^2 \text{sign} \alpha_K, \quad (2.3.5)$$

$$\alpha_\kappa = \arctg \left[\left(1 + \frac{d}{l}\right) \text{tg} \alpha_\phi \right] + k'_\kappa n\delta. \quad (2.3.6)$$

Для консолей **в схеме «икс»**

$$C_{y1\kappa(\phi)}^* = \sqrt{2} \xi C_{y1\kappa}^\alpha \sin \alpha_\kappa \cos \alpha_\kappa \cos n\delta, \quad (2.3.7)$$

$$C_{y1\kappa(\phi)}^{**} = \sqrt{2} \bar{A} k_{\text{верх}} \cos n\delta \left[\left(1 + \frac{d}{l}\right) \sin \alpha_\phi \cos n\delta + \cos \alpha_\phi \sin n\delta \right]^2 \text{sign} \alpha_K, \quad (2.3.8)$$

$$\alpha_\kappa = \arctg \left[\frac{\sqrt{2}}{2} \left(1 + \frac{d}{l}\right) \text{tg} \alpha_\phi \right] + k'_\kappa n\delta, \quad (2.3.9)$$

где коэффициент $k_{\text{верх}}$ определяется по формуле (2.2.15). Величина $\text{sign} \alpha_K = 1$, если $\alpha_K \geq 0$ и $\text{sign} \alpha_K = -1$, если $\alpha_K < 0$.

Для полностью поворотных консолей [5] относительная эффективность рулей $n = k_{\text{у}} \cos \chi_{\text{овт}}$ где $\chi_{\text{овт}}$ - угол стреловидности оси вращения руля; $k_{\text{у}} = 0,8 \dots 0,85$ при $M_\infty \leq M_{\text{кр}}$; $k_{\text{у}} = 0,95 \dots 1$ при $M_\infty \geq 1,4$.

Для концевых рулей, у которых ось вращения закреплена на конце неподвижного стабилизатора или пилона, $n = \bar{n}_1 k_{\text{щ}} \cos \chi_{ov}$. Безразмерный коэффициент $\bar{n}_1$ (рис. 2.18), входящий в эту формулу, зависит от отношения размаха руля (поворотной части) к размаху всей несущей консоли, включающей в себя руль. Небольшое влияние на этот коэффициент оказывает сужение консолей. Влияние щели между рулем и неподвижным стабилизатором учитывается тем же коэффициентом $k_{\text{щ}}$, как и для цельноповоротного руля. Множитель $\cos \chi_{ov}$ учитывает уменьшение прироста истинного угла атаки при отклонении на угол δ по сравнению с рулем, имеющим нестреловидную ось вращения.

Расчет коэффициента относительной эффективности рулей, расположенных вдоль задней кромки, при дозвуковых скоростях производится по формуле $n = n_1 n_2 k_{\text{щ}} \cos \chi_{ov}$, в которой $k_{\text{щ}}$ определяется так же, как для цельноповоротного и концевого рулей; χ_{ov} - угол стреловидности оси вращения рулей. Эти рули могут занимать часть размаха консолей. Тогда коэффициент $\bar{n}_1$ определяется как разность двух коэффициентов $\bar{n}_1 = \bar{n}_{1\epsilon} - \bar{n}_{1н}$. Коэффициенты $\bar{n}_{1\epsilon}$ и $\bar{n}_{1н}$ определяются по рис. 2.19 для двух фиктивных концевых рулей. Полуразмах одного отсчитывается от внутренней, а другого - от наружной хорды рассматриваемого руля.

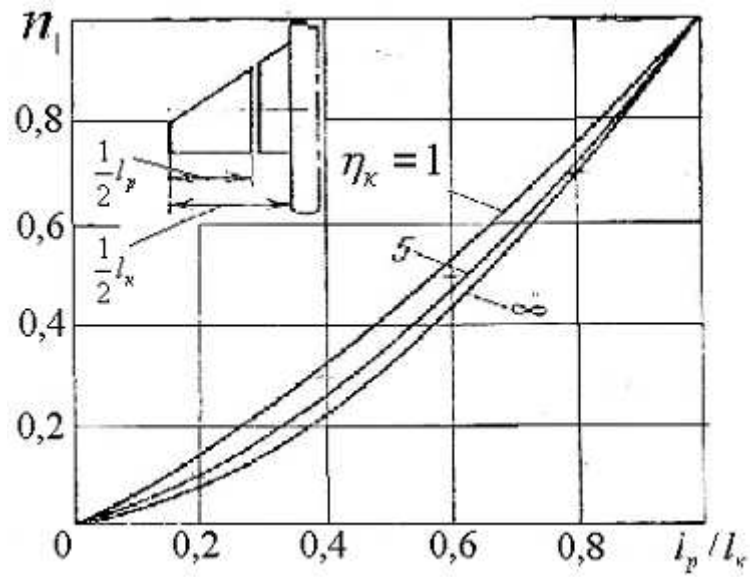


Рис.2.18

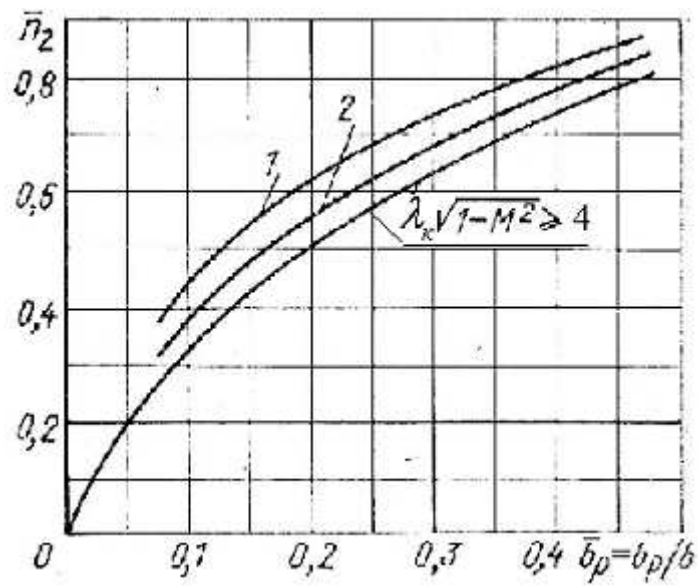


Рис.2.19

График на рис. 2.18 используется как при дозвуковых, так и при сверхзвуковых скоростях потока. Коэффициент $\bar{p}_2$ учитывает, что на отклоненном руле совместно с расположенной перед ним неподвижной частью несущей поверхности при $M \leq M_{кр}$ создается меньшая

управляющая сила, чем на цельноповоротном руле той же площади, отклоненном на одинаковый угол δ . Чем больше отношение хорды руля к хорде всей консоли вместе с рулем, тем ближе будут по значению управляющие усилия этих рулей, и при $\bar{b}_p = \frac{b_p}{b} = 1$ они совпадают.

Значение этого коэффициента при $M_\infty \leq M_{кр}$ можно определить из рис. 2.19, Если относительная хорда рулей меняется по размаху, то коэффициент $\bar{n}_2$ следует брать для среднего значения хорды руля $b_{p.c.p.}$.

При сверхзвуковой передней кромке руля $M_\infty \geq \frac{1}{\cos \chi_p}$, возмущения,

вызванные в потоке его отклонением, не распространяются против течения и не оказывают влияния на несущие свойства расположенного впереди стабилизатора, В результате, этого эффективность руля уменьшается по сравнению с дозвуковыми скоростями, и определяется по формуле

$$n = \frac{C_{yp}^\alpha}{C_{ук}^\alpha} k_{ц} \cos \chi_{ов} \frac{S_p}{S_\kappa} k_{ct}, \quad (2.3.10)$$

где C_{yp}^α -производная от коэффициента нормальной силы изолированного руля - определяется аналогично $C_{ук}^\alpha$ по геометрическим размерам рулей; S_p -площадь рулей; S_κ - площадь консолей вместе с рулями; k_{ct} - поправочный коэффициент, учитывающий влияние стабилизатора на несущие свойства руля, приводящие к их уменьшению:

$$k_{ct} = 1 - \left(4 \frac{c_2}{c_1} \bar{c}_* + 0,15 \right) (1 - \bar{b}_{p*}). \quad (2.3.11)$$

Здесь C_1 и C_2 - коэффициенты, определяющие давление на поверхности профиля по теории второго приближения (рис. 2.20);

$\bar{c}_* = \frac{c_{\max}}{b_{p*}}$ и $\bar{b}_{p*} = \frac{b_p}{b_{on}}$ - относительные толщина и хорда руля, измеренные

посредине размаха руля в плоскости, перпендикулярной оси вращения.

b_{p*} - средняя хорда руля, b_{on} - средняя хорда оперения.

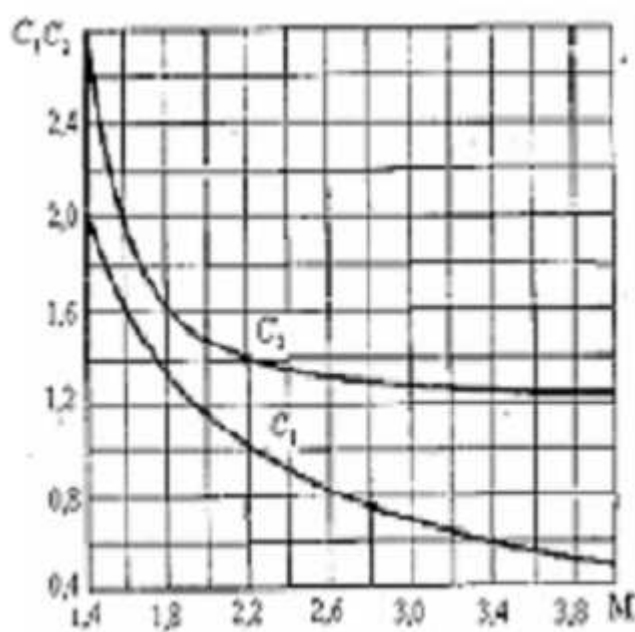


Рис.2.20

Представим коэффициент нормальной силы, возникающей на корпусе при ненулевых углах атаки и отклонения рулей в виде суммы двух коэффициентов. Первый из них является коэффициентом нормальной силы, перенесенной на корпус крылом. При этом корпус и крыло находятся под одинаковым углом атаки (угол отклонения рулей равен нулю). Угол атаки консолей крыла подсчитывается с учетом интерференции между корпусом и крылом. (формулы (2.3.4)...(2.3.9)). Второй коэффициент является коэффициентом нормальной силы,

перенесенной крылом на корпус. При этом угол атаки корпуса принимается равным нулю. При этом крыло отклонено относительно корпуса на угол $\varphi = n\delta$. В этом случае интерференция между крылом и корпусом определяется коэффициентом k_T' . С учетом сказанного выражение для суммарного коэффициента нормальной силы, перенесенной крылом на корпус при ненулевых углах атаки и отклонения рулей, для ЛА **в схеме «плюс»** запишется в виде

$$C_{y1\phi(\kappa)} = \xi k_3 k_M [k_T C_{y1\kappa}^\alpha \sin \alpha_\kappa \cos \alpha_\kappa + k_T' C_{y1\kappa}^\alpha \sin n\delta \cos^2 n\delta], \quad (2.3.12)$$

где
$$\alpha_\kappa = \arctg[(1 + \frac{d}{l_1}) \operatorname{tg} \alpha_\phi]. \quad (2.3.13)$$

Для ЛА **в схеме «икс»**

$$C_{y1\phi(\kappa)} = \sqrt{2} \xi k_3 k_M [k_T C_{y1\kappa}^\alpha \sin \alpha_\kappa \cos \alpha_\kappa + k_T' C_{y1\kappa}^\alpha \sin n\delta \cos^2 n\delta], \quad (2.3.14)$$

где
$$\alpha_\kappa = \arctg[\frac{\sqrt{2}}{2} (1 + \frac{d}{l_1}) \operatorname{tg} \alpha_\phi] \quad (2.3.15)$$

При сверхзвуковых скоростях и $\bar{l}_{x\phi 2} \leq \frac{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}{2}$ коэффициент $k_3 = \frac{S_3'}{S_3}$

(рис.2.15), а при $\bar{l}_{x\phi 2} \geq \frac{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}{2}$ и в дозвуковом потоке $k_3 = 1$.

Коэффициент k_T определяется формулой (2.2.19) или по рис.2.14; .

Коэффициент k_M определяется по рис.2.13;

2.4 КОЭФФИЦИЕНТЫ НОРМАЛЬНОЙ СИЛЫ ЗАДНИХ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

Аэродинамические коэффициенты нормальной силы задних консолей $C_{y2кр}$ определяются аналогично коэффициенту передних несущих поверхностей $C_{y1кр}$ в соответствии с формулами и графиками разделов 2.2 и 2.3, в которых вместо угла атаки корпуса α_ϕ подставляется угол

$$\alpha_\phi^* = \alpha_\phi - \varepsilon, \quad (2.4.1)$$

полученный с учетом угла скоса потока ε .

Создавая подъемную силу, переднее крыло отбрасывает частицы воздуха набегающего потока, приходящие в соприкосновение с поверхностью крыла, вниз. В результате поток воздуха, набегающий на заднее крыло, отклоняется от своего первоначального направления на угол ε , названный углом скоса потока. Это уменьшает угол атаки заднего крыла. Уменьшение угла атаки приводит к уменьшению нормальной силы задних консолей. Угол скоса потока ε вызывается обтеканием переднего крыла и зависит от его формы и числа Маха набегающего потока M_∞ . Все эти факторы учитываются формулой

$$\varepsilon^o = 57,3 \frac{C_{y1к(\phi)}}{2\pi\lambda_{к1}} \sqrt{\frac{l_{к1}}{l_{к2}}}. \quad (2.4.2)$$

Здесь $C_{y1к(\phi)}$ определяется выражениями (2.2.5); (2.2.9).....(2.2.14); $\lambda_{к1}$ - удлинение консолей передних несущих поверхностей; $l_{к1}$ и $l_{к2}$ - размахи передних и задних несущих поверхностей. Если $l_{к1} \geq l_{к2}$, то нужно брать

отношение $\frac{l_{к1}}{l_{к2}} = 1$. Величина $\sqrt{\frac{l_{к1}}{l_{к2}}}$ приближенно учитывает долю поверхности заднего крыла, попавшую в скошенный поток, от всей площади консолей заднего крыла.

3.1 РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА ОСЕВОЙ СИЛЫ ЛА,

Коэффициент осевой силы включает в себя – коэффициент сопротивления при нулевой нормальной силе C_{x0} и коэффициенты, зависящие от нормальной силы и, следовательно, от угла атаки и угла отклонения рулей. Для ЛА в схемах «плюс» или «икс»

$$C_x = C_{x0} \cos^2 \alpha_\phi + \\ + k_{\text{мор}1} \frac{S_{\kappa 1}}{S} \cdot |C_{y1\kappa(\phi)} \text{tg}(n\delta)_1| + k_{\text{мор}2} \frac{S_{\kappa 2}}{S} \cdot |C_{y2\kappa(\phi)} \text{tg}(n\delta)_2| - \\ - k_{\text{мор}1} \frac{S_{\kappa 1}}{S} C_{T1} \cos \alpha_\phi - k_{\text{мор}2} \frac{S_{\kappa 2}}{S} C_{T2} \cos \alpha_\phi, \quad (3.1.1)$$

В этом выражении C_{x0} является коэффициентом сопротивления ЛА при нулевой подъемной силе. Если $\alpha_\phi = \delta = 0$, то $C_x = C_{x0}$, так как остальные члены этой формулы зависят от углов атаки и отклонения рулей и при $\alpha_\phi = \delta = 0$ обращаются в нуль. Таким образом, первое слагаемое формулы (3.1.1) C_{x0} представляет собой коэффициент силы сопротивления ЛА с не отклоненными рулями в потоке, направленном вдоль оси корпуса со скоростью $V_\infty \cos \alpha_\phi$ (Рис.2.16).

Второй и третий члены этой формулы учитывают, что при отклонении рулей на угол δ (это равносильно отклонению консолей крыльев на угол $\varphi = n\delta$) на отклоненных консолях крыльев возникает индуктивное сопротивление. Оно увеличивает сопротивление ЛА даже, когда его угол атаки $\alpha_\phi = 0$. Эти члены всегда положительны. Значения $C_{y1\kappa(\phi)}$ и

$C_{y2\kappa(\phi)}$ получены ранее в разделе 2.3 для схем ЛА «плюс» и «икс» при отклоненных рулях.

Четвертый и пятый члены представляют собой коэффициенты проекций на ось корпуса подсасывающих сил, возникающих при небольших углах атаки и дозвуковых скоростях на передней и задней несущих поверхностях, если они имеют затупленные дозвуковые передние кромки. Эти члены отрицательны, т.к. подсасывающая сила уменьшает сопротивление ЛА.

Коэффициент сопротивления Л.А. простой формы при нулевой нормальной силе обычно подсчитывается в виде суммы коэффициентов фюзеляжа $C_{оф}$, переднего изолированного крыла $C_{хок1}$ и заднего изолированного крыла $C_{хок2}$

$$C_{x0} = 1,05(C_{x0ф} \frac{S_m}{S} + C_{хок1} k_{тор1} \frac{\sum S_{\kappa1}}{S} + C_{хок2} k_{тор2} \frac{\sum S_{\kappa2}}{S}), \quad (3.1.2)$$

где $\sum S_{\kappa1}$ и $\sum S_{\kappa2}$ - площади всех (четырех) передних и задних консолей крыльев; S - характерная площадь, в качестве которой обычно берется площадь проекции двух консолей основных крыльев вместе с подфюзеляжной частью (для схемы л.а. «нормальная»-это переднее крыло; для схемы л.а. «утка»-это заднее крыло); S_m - площадь миделевого сечения корпуса. Число 1,05 перед скобкой в формуле (3.1.2) учитывает взаимное влияние корпуса и несущих поверхностей.

Коэффициент C_{x0} любой части Л.А. включает в себя компоненты профильного сопротивления $C_{хр}$, волнового сопротивления $C_{хв}$, донного сопротивления $C_{хд}$, сопротивления надстроек $C_{хнад}$

$$C_{x0} = C_{хр} + C_{хв} + C_{хд} + C_{хнад} \quad (3.1.3)$$

ПРОФИЛЬНОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ

Коэффициент профильного сопротивления можно представить в виде суммы двух коэффициентов

$$C_{xp} = C_{xmp} + \Delta C_{xp} \quad (3.1.4)$$

Важнейшей частью профильного сопротивления является сопротивление трения. Коэффициент сопротивления трения

$$C_{xmp} = C_f \eta_\lambda \frac{F_i}{S_i}, \quad (3.1.5)$$

где C_f - коэффициент трения плоской пластины, омываемой потоком воздуха с одной стороны; η_λ - поправочный коэффициент, учитывающий влияние формы и толщины обтекаемого тела на трение по сравнению с трением плоской пластины; F_i - площадь омываемой поверхности рассматриваемой части Л.А.; S_i , характерная площадь этой части. Например, для плоского изолированного крыла, составленного из двух консолей, с площадью в плане S_κ отношение

$\frac{F_i}{S_i} = \frac{2S_\kappa}{S_\kappa} = 2$, для корпуса в виде тела вращения это отношение

$$\frac{F_i}{S_i} = (3,6 \dots 3,8) \lambda_\phi.$$

Формулы для расчета поправочного коэффициента η_λ крыла и корпуса

соответственно имеют вид: $\eta_\lambda = 1 + 2\bar{c} + 9\bar{c}^2$, $\eta_\lambda = 1 + \frac{1}{\lambda_\phi} + \frac{1,5}{\lambda_\phi^2}$

,

где $\bar{c} = \frac{c_{\max}}{b}$ – относительная толщина профиля крыла, λ_ϕ – удлинение фюзеляжа.

Для смешанного сжимаемого пограничного слоя плоской пластины

$$C_f = \frac{C_{f_{\text{турб}}}}{(1 + \frac{M_\infty^2}{15})^{2/3}} - [\frac{C'_{f_{\text{турб}}}}{(1 + \frac{M_\infty^2}{15})^{2/3}} - \frac{C'_{f_{\text{лам}}}}{(1 + \frac{M_\infty^2}{10})^{1/8}}] \frac{x_t}{b}, \quad (3.1.6)$$

где коэффициенты трения пластины в несжимаемом турбулентном и ламинарном пограничных слоях определяются как

$$C_{f_{\text{турб}}} = \frac{0,074}{\text{Re}^{1/5}}; \quad C'_{f_{\text{лам}}} = \frac{1,3}{\text{Re}_{\text{кр}}^{1/2}}; \quad C'_{f_{\text{турб}}} = \frac{0,074}{\text{Re}_{\text{кр}}^{1/5}} \quad (3.1.7)$$

Безразмерное расстояние от носка пластины до точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный определяется отношением критического числа Рейнольдса к числу Рейнольдса

$$\bar{x}_t = \frac{x_t}{L} = \frac{\text{Re}_{\text{кр}}}{\text{Re}}, \quad \text{Re} = \frac{V_\infty L}{\nu}, \quad \text{Re}_{\text{кр}} = \frac{V_\infty x_t}{\nu} \quad (3.1.8)$$

Здесь ν – кинематический коэффициент вязкости, определяется для заданной высоты полета по графику (рис.3), на котором дано изменение параметров стандартной воздушной атмосферы Земли по высоте над уровнем моря. В качестве характерного линейного размера L при расчете числа Рейнольдса для крыла берется его средняя хорда $b_{cp} = \frac{b_\delta + b_\kappa}{2}$ (b_δ и b_κ – бортовая и концевая хорды); а для корпуса – его длина l_ϕ . Ламинарный участок пограничного слоя корпуса мал по сравнению со всей длиной корпуса. Поэтому можно брать $\bar{x}_t = 0$. по графику (рис. 3.1) определить $\text{Re}_{\text{кр}}$

При расчете сопротивления трения консолей крыльев необходимо по графику (рис. 3.1) определить $Re_{кр}$ для найденного числа Re , заданных значений числа M_∞ и высоты бугорков шероховатости h . Если безразмерное расстояние $\bar{X}_t$, полученное при расчете, окажется больше расстояния до максимальной толщины профиля $\bar{X}_t$, то оно принимается равным этому расстоянию $\bar{X}_t = \bar{X}_c$. Если на поверхности расположены источники турбулизации потока в виде стыковочных швов обшивки, рядов заклепок, то $\bar{X}_t$ берется равным расстоянию до этих источников.

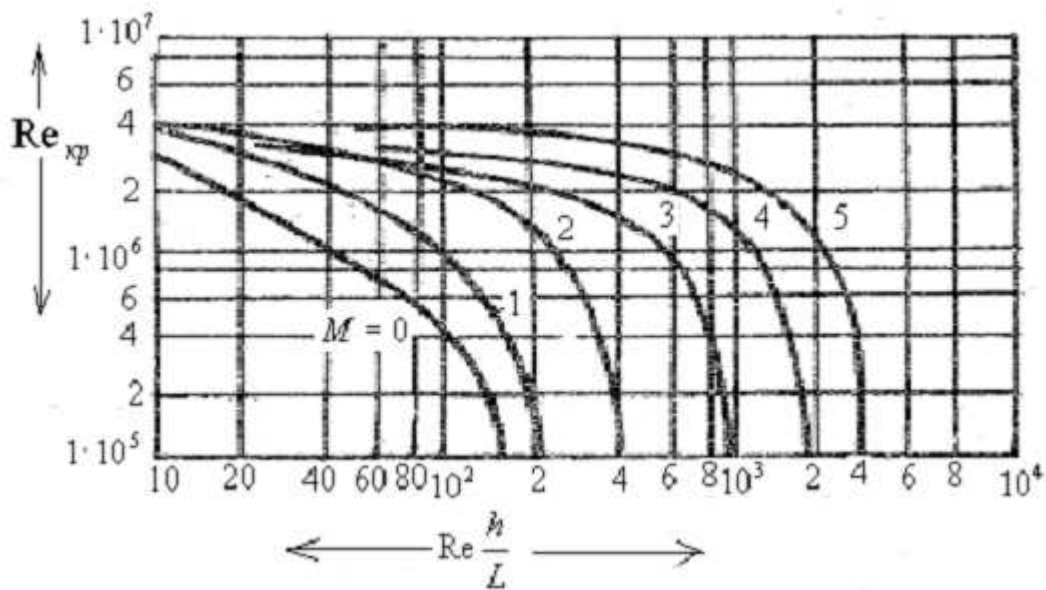


Рис.3.1

Второе слагаемое в формуле (3.1.4) $\Delta C_{xp}(\delta^*)$ является коэффициентом дополнительного профильного сопротивления, вызванного «утолщением» тел в потоке на две толщины вытеснения пограничного слоя δ^* . Известно, что под влиянием вязкости происходит вытеснение линий тока от

поверхности обтекаемых тел на толщину вытеснения δ^* которая в случае турбулентного пограничного слоя приблизительно определяется по формуле

$$\delta^* = 0,0462 \frac{x}{\text{Re}_x^{1/5}} (1 + 0,4M_\infty + 0,147M_\infty^2 - 0,0006M_\infty^3) \quad (3.1.9)$$

где X - расстояние вдоль тела, отсчитываемое от его передней точки;

$\text{Re}_x = \frac{V_\infty x}{\nu}$ местное число Рейнольдса. Под влиянием этого вытеснения линий тока тело как бы утолщается, особенно в своей хвостовой части. Поперечные размеры донного среза тел увеличиваются на две толщины вытеснения $2\delta^*$. Изменение формы тела вызывает изменение картины давления в кормовой части и на (фиктивном) донном срезе. В результате этого появляется дополнительное сопротивление давления, которое в сумме с силой трения $X_{тр}$ составляют профильное сопротивление тел X_p .

Для расчета коэффициента дополнительного профильного сопротивления крыла можно использовать эмпирическую формулу

$$\Delta C_{xp.kp} = 2 |\bar{p}_\delta| \bar{\delta}^* \quad (3.1.10)$$

где $\bar{\delta}^* = \frac{\delta^*}{b_{cp}}$ - относительная толщина вытеснения; (b_{cp} - средняя хорда консолей); $\bar{p}_\delta$ - коэффициент донного давления (рис.3.2). При расчете $\bar{\delta}^*$ по формуле (3.1.9) для крыла в качестве расстояния X берется длина средней хорды.



Рис.3.2

Расчет коэффициента дополнительного профильного сопротивления кормовой части тел вращения (корпусов ЛА) также проводится по эмпирической формуле

$$\Delta C_{xp.kp} = 4 \sin \theta_k \left| \bar{p}_\delta \right| \bar{\delta}^* (1 + \bar{\delta}^*) \quad (3.1.11)$$

Формула справедлива для безотрывного обтекания кормовых частей, имеющих углы $\theta_k \leq 16^\circ$. Здесь θ_k – угол наклона прямой линии, стягивающей крайние точки образующей кормовой части тела вращения (см. рис 3.11 и 3.12). Величина $\bar{p}_\delta$ определяется по графику на рис.3.2. В формулах для расчета толщины вытеснения $\bar{\delta}^*$ и числа Re корпуса качестве величин X и L берется длина корпуса ((тела вращения).

Величины коэффициентов дополнительного сопротивления крыла и кормы тела вращения $\Delta C_{xкр}$ и $\Delta C_{xкорм}$ соизмеримы с силами трения при безотрывном обтекании тел, но сильно возрастают, если тела обтекаются с отрывом потока. На телах вращения отрыв потока от поверхности кормовых

частей наблюдается при углах $\theta_{\kappa} \geq 16^\circ$. В этом случае, расчет

$\Delta C_{\text{хрорм}}$ следует производить по формуле

$$\Delta C_{\text{хрорм}} = 2 |\bar{p}_\partial| \lambda_{\text{орм}} (1 + \eta_{\text{орм}}) \sin \theta_{\kappa}, \quad (3.1.12)$$

где $\lambda_{\text{орм}} = l_\phi / d_m$ - удлинение кормы, $\eta_{\text{орм}} = d_\partial / d_m$ - сужение кормы, d_∂ -

диаметр донного среза, d_m - диаметр миделя.

ДОННОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КОРПУСОВ И КРЫЛЬЕВ

Донное сопротивление возникает в полете из-за разрежения воздуха за донным срезом. Величина разрежения зависит от числа M_∞ полета, от формы тела и характера течения в пограничном слое перед донным срезом. Если перед точкой отрыва на теле имеется ламинарный пограничный слой, то донное давление существенно зависит от числа Рейнольдса и протяженности тела. В то же время при полностью развившемся турбулентном пограничном слое донное давление зависит в основном от числа Маха (см. рис. 3.2). Как видно из графика, в случае двумерного течения около крыла бесконечного размаха донное разрежение выше, чем при трехмерном обтекании тел вращения. Установка в кормовой части тел вращения оперения, не имеющего собственного донного среза, тем не менее увеличивает донное разрежение тела вращения.

Эксперимент показывает, что донное давление имеет постоянное значение по всему донному срезу. Поэтому коэффициент донного сопротивления легко выражается через коэффициент донного давления в виде

$$C_{x\partial} = -\bar{p}_\partial k_\eta \frac{S_\partial}{S} \quad (3.1.12)$$

где $\bar{p}_\delta$ - коэффициент донного давления при полностью турбулентном пограничном слое над донным срезом, берется из графика на рис. 3.2; S_δ - площадь донного среза; S - характерная площадь (для крыла - площадь двух консолей S_k , для тела вращения - площадь миделя S_m); k_η - коэффициент, который учитывает влияние на донное разрежение от сужения тела перед донным срезом. При дозвуковых скоростях коэффициент $k_\eta = \eta_{\text{корм}}$.

$$\eta_{\text{корм}} = \sqrt{\frac{S_\delta}{S_m}} \quad (3.1.13)$$

На сверхзвуке уменьшение относительной площади донного среза при сужении кормы приводит к уменьшению коэффициента k_η (Рис.3.3). Если на донном срезе расположено сопло двигателя, то при работе двигателя в качестве площади S_δ в формуле (3.1.12) берется площадь кольца между контурами донного среза и сопла.

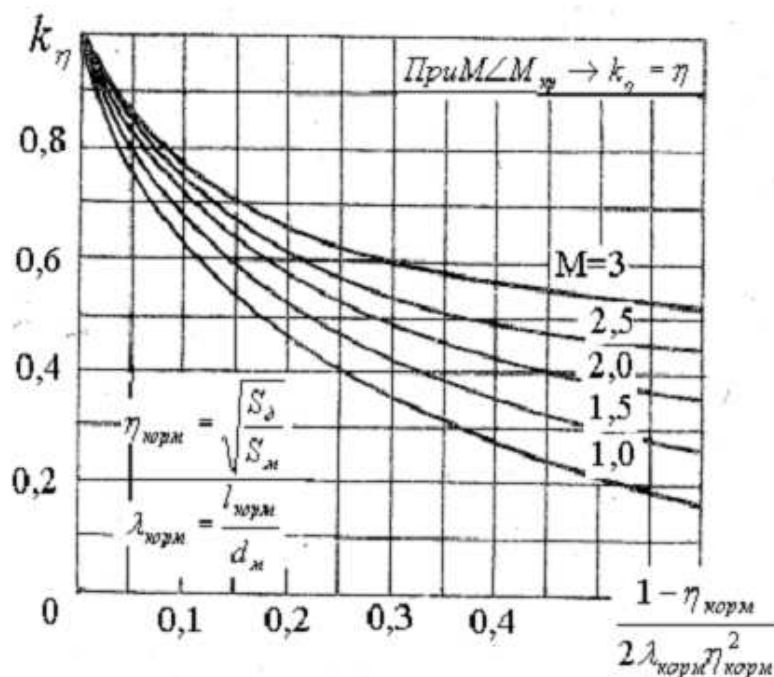


Рис.3.3

ВОЛНОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

При переходе от дозвуковых к сверхзвуковым скоростям полета сопротивление любого Л.А. резко возрастает. Рост коэффициента сопротивления начинается при достижении так называемого критического числа Маха. Критическим числом Маха $M_{кр}$ профиля крыла называют такое число Маха полета, при котором в какой-либо точке потока около профиля крыла местная скорость течения становится равной местной скорости звука. При $M_{\infty} \geq M_{кр}$ около поверхности профиля возникают локальные области сверхзвукового течения, оканчивающиеся скачками уплотнения.

Прирост коэффициента сопротивления, обусловленный появлением этих скачков уплотнения, называют коэффициентом волнового сопротивления.

Критическое число Маха стреловидных крыльев конечного размаха может быть существенно выше, чем у профиля крыла. Приблизительно $M_{кр}$ крыла при нулевом угле атаки можно вычислить по следующей формуле:

$$M_{кр} = 1 - \frac{0,7\sqrt{\bar{c}}\lambda_k^2 \cos \chi_c}{\lambda_k^2 + 0,2}, \quad (3.1.14)$$

в которой $\bar{c}$ - относительная толщина профилей крыла; $\lambda_k = \frac{l_k^2}{S_k}$ - удлинение консолей крыла; χ_c - угол стреловидности линии максимальных толщин.

Коэффициент волнового сопротивления крыла простой формы определяется формулой

$$C_{xв} = C_{xв}^{ромб} (1 + \varphi)(k - 1) \quad (3.1.15)$$

где $C_{хв}^{ромб}$ - коэффициент волнового сопротивления рассматриваемого крыла с ромбовидным профилем. Значения коэффициента $C_{хв}^{ромб}$ берутся из графиков на рис. 3.4...3.6.

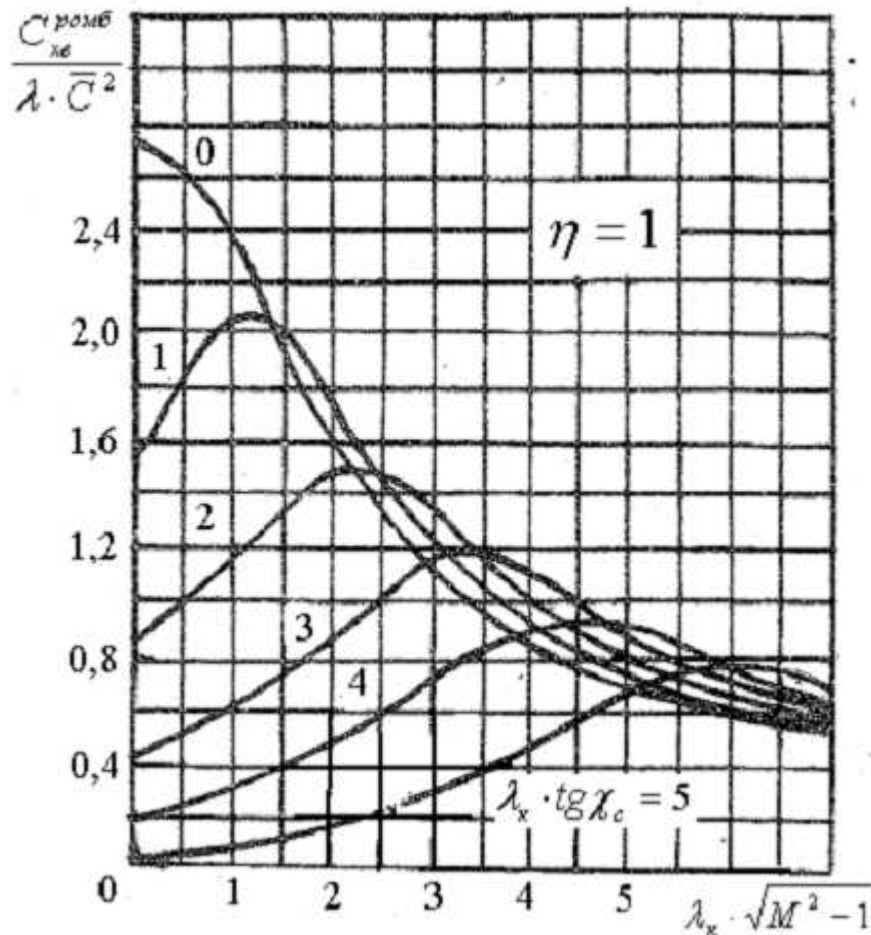


Рис.3.4

Сначала выбирается один из трех графиков по величине сужения крыла η_k . Затем на этом графике выбирается подходящая кривая для параметра $\lambda \cdot \text{tg} \chi_c$. Далее для параметра $\lambda \cdot \sqrt{M^2 - 1}$ находится значение величины

$\frac{C_{хв}^{ромб}}{\lambda \cdot \bar{C}^2}$. Коэффициент $C_{хв}^{ромб}$ определяется как $C_{хв}^{ромб} = \frac{C_{хв}^{ромб}}{\lambda \cdot \bar{C}^2} \cdot \lambda \cdot \bar{C}^2$.

Здесь χ_c - угол стреловидности линии максимальных толщин крыла.

$\lambda = \lambda_k = \frac{l_k^2}{S_k}$ - удлинение изолированного крыла.

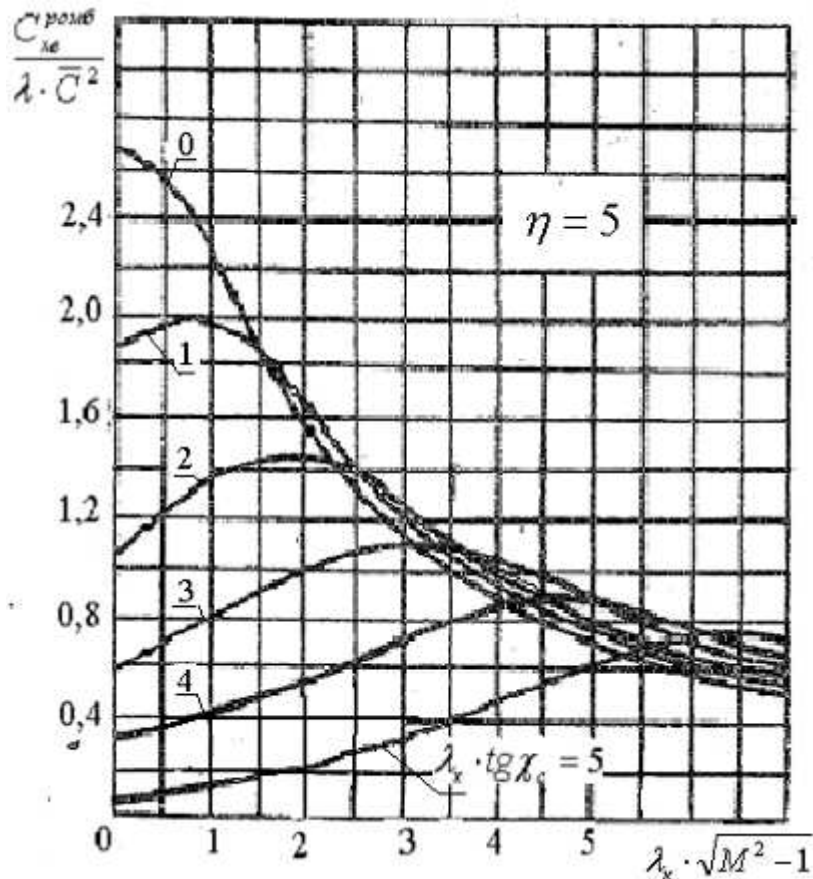


Рис.3.5

Из графиков следует, что коэффициенты волнового сопротивления крыльев достигают максимума, когда линии максимальных толщин становятся звуковыми, т.е. их угол наклона становится равным углу возмущения. Коэффициенты, волнового сопротивления крыльев с дозвуковыми линиями максимальных толщин уменьшаются при увеличении их углов стреловидности, а при сверхзвуковых, наоборот, немного увеличиваются. Чем тоньше крыло и меньше их удлинение тем меньше их волновое сопротивление

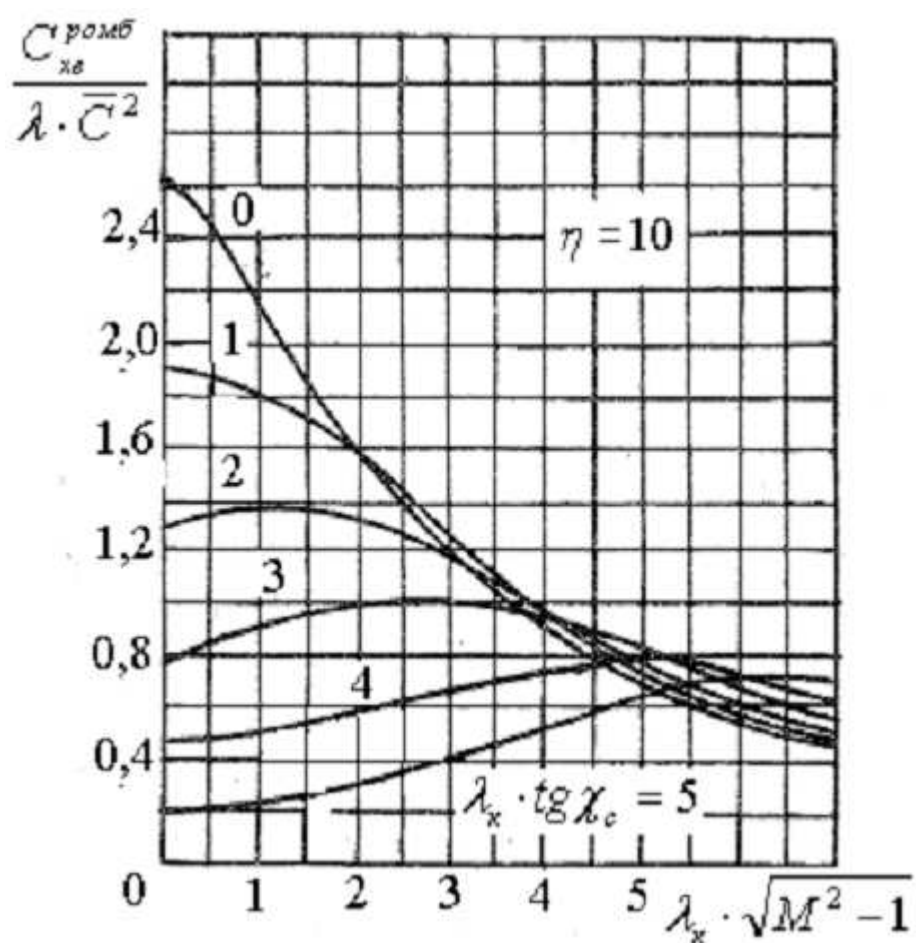


Рис.3.6

Коэффициенты φ и k учитывают влияние формы крыла и его профиля на волновое сопротивление крыла конечного размаха. При дозвуковой и звуковой линиях максимальных толщин $\varphi = 0$. При сверхзвуковых линиях коэффициент φ определяется по графику рис. 3.7.

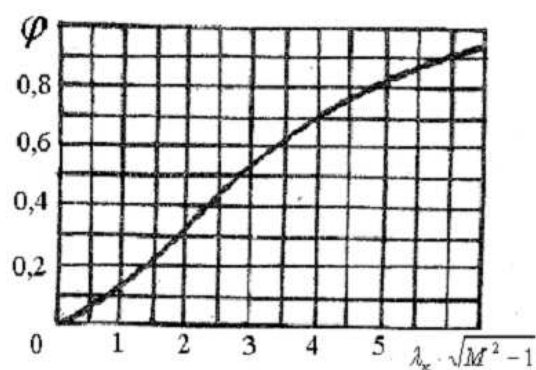
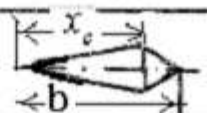
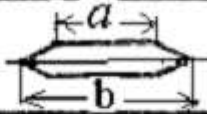
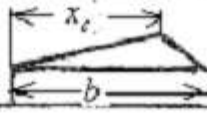


Рис.3.7

Значения коэффициента k выбираются из табл. 3.1 в зависимости от формы профиля.

Таблица 1

	Профиль	Эскиз	k
1	Четырехугольный		$\frac{b}{4x_c(b-x_c)}$
2	Шестиугольный		$\frac{1}{1-a/b}$
3	Оживальный		$4/3$
4	Дозвуковой		$2,5 \dots 4$
5	Клиновидный		$1/4$
6	С затупленной задней кромкой		$(1-h/c)$
7	Несимметричный		$\frac{b}{2x_c(b-x_c)}$

ВОЛНОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КОРПУСОВ

Критическое число Маха корпусов отличается от соответствующих значений $M_{кр}$ крыла и оперения и определяется в основном формой носовых частей. Волновое сопротивление корпуса при нулевом угле атаки реализуется на его носовой и кормовой частях. Цилиндрическая часть корпуса не создает волнового сопротивления, так как результирующая сила давления перпендикулярна к оси цилиндра. Однако за счет

аэродинамической интерференции она может влиять на волновое сопротивление кормы.

Волновое сопротивление носовых частей возникает за счет повышения давления воздуха в головных скачках уплотнения. На затупленных носовых частях это сопротивление существенно выше, чем на заостренных носовых частях большого удлинения. Это происходит из-за того, что вблизи затупленных носовых частей возникают более интенсивные скачки уплотнения и сама поверхность имеет больший наклон к оси симметрии Л.А., вдоль которой направлена сила волнового сопротивления

Для приближенного определения коэффициентов волнового сопротивления заостренных и затупленных носовых частей следует пользоваться графиками на рис. 3.8 – 3.10

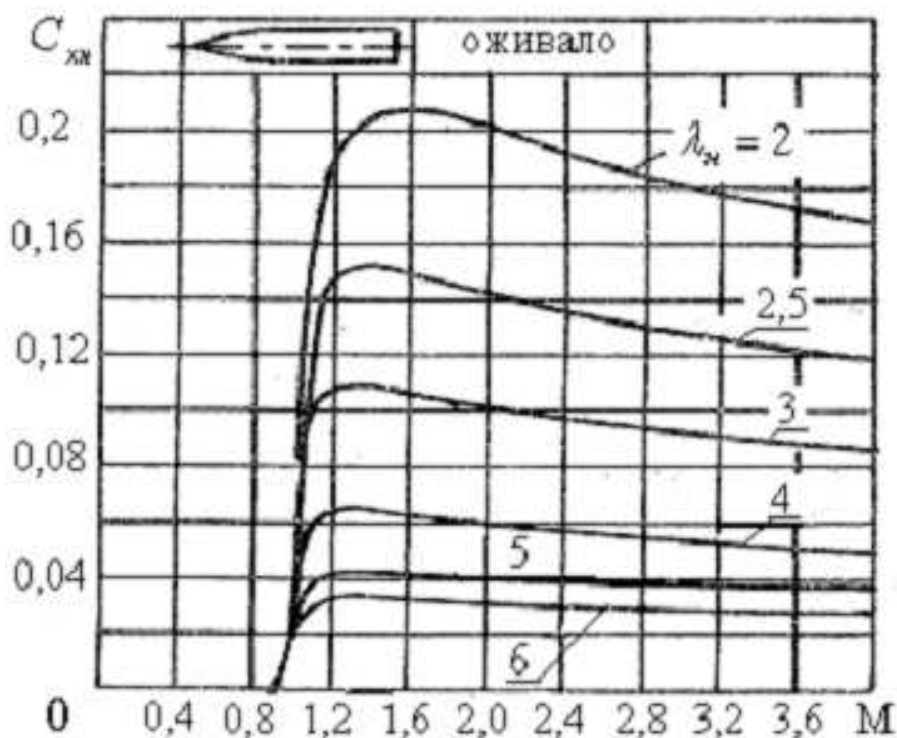


Рис.3.8

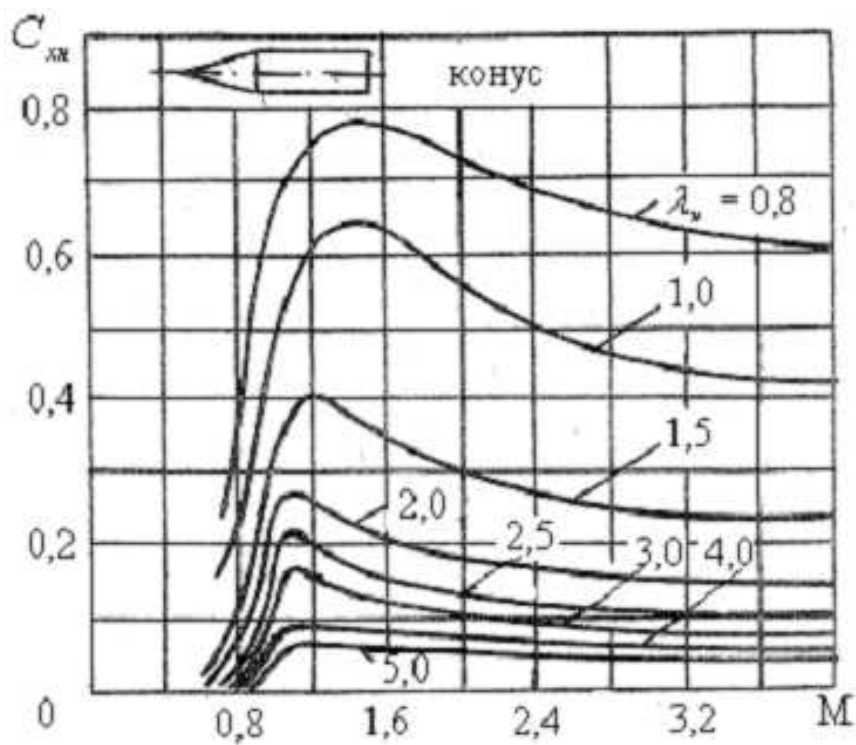


Рис.3.9

Если коническая или оживальная носовая часть имеет небольшое затупление в виде сферы или плоского торца, то коэффициент сопротивления такой носовой части будет

$$(C_{xh})_{\text{зат.кон}} = (C_{xh})_{\text{кон}} (1 - \bar{r}^2) + (C_{xh})_{\text{зат}} \bar{r}^2 \quad (3.1.16)$$

$$(C_{xh})_{\text{зат.ожив.}} = (C_{xh})_{\text{ожив}} [1 - \bar{r}^2 (3.1 - 1.4\bar{r} - 0.7\bar{r}^2)] + (C_{xh})_{\text{зат}} \bar{r}^2 \quad (3.1.17)$$

Здесь $\bar{r}$ - относительный радиус в месте сопряжения исходной носовой части тела вращения с затуплением $\bar{r} = \frac{2r}{d_m}$; коэффициенты $(C_{xh})_{\text{кон}}$ и

$(C_{xh})_{\text{ожив}}$ находятся по графикам (см.рис.3.8 и 3.9) для удлинений исходных носовых частей без затупления; $(C_{xh})_{\text{зат}}$ определяются по графику (см.рис.3.10) для соответствующего затупления.

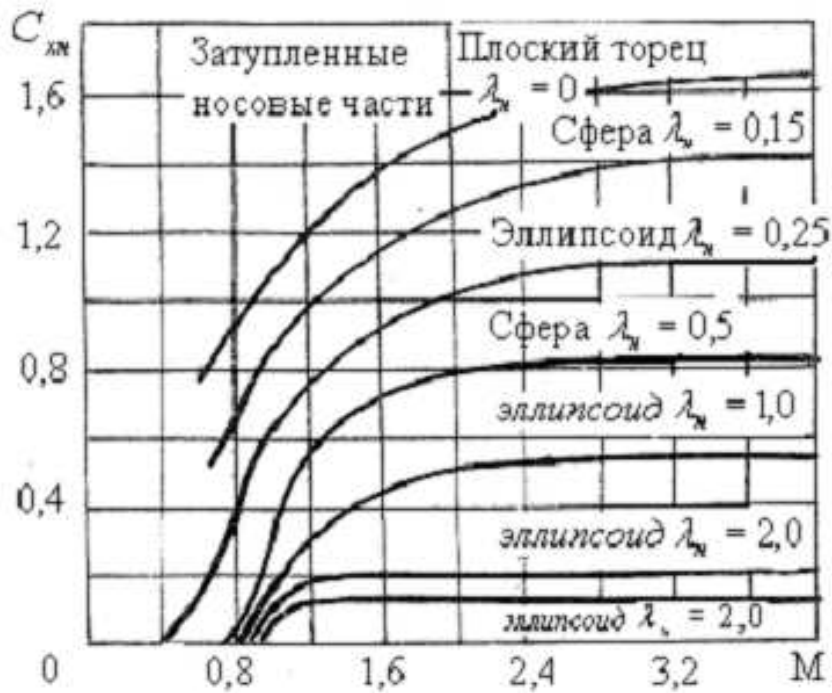


Рис.3.10

Волновое сопротивление кормовых частей определяется без учета влияния носовых и цилиндрических частей по графикам рис. 3.11 и 3.12.

Если корма имеет коническую форму, то выбирается график на рис.3.11. При корме оживальной формы используется график на рис.3.12. На любом из этих графиков сначала выбирается нужная кривая в зависимости от

параметра $\frac{r_M}{l_K} \sqrt{M^2 - 1}$. Затем определяется величина $\bar{S}_{дон} = S_{дон} / S_{дон}$. Для

этого значения на оси ординат находится параметр $C_{хвк} \left(\frac{l_K}{r_M} \right)$ и затем

искомая величина $C_{хвк}$.

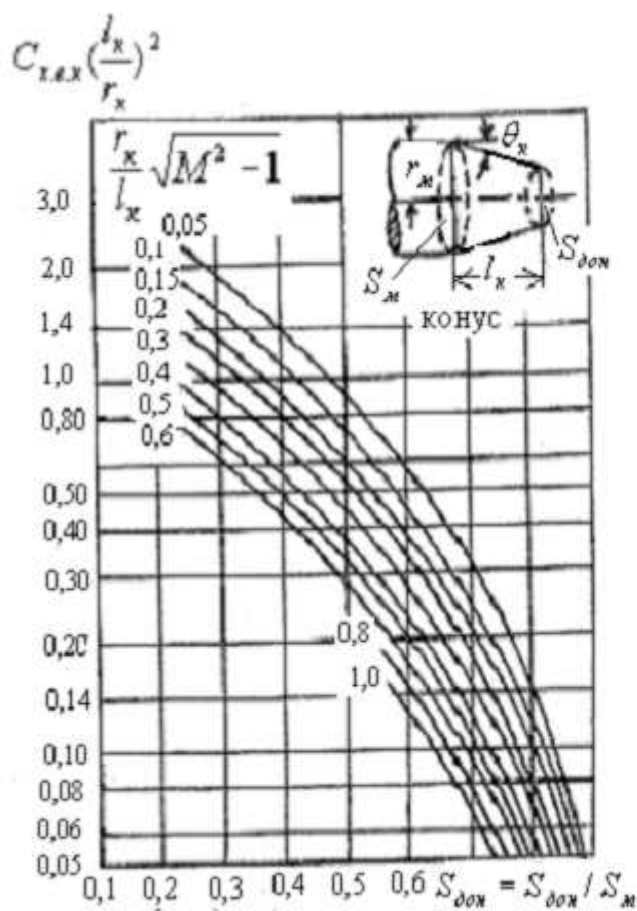


Рис.3.11

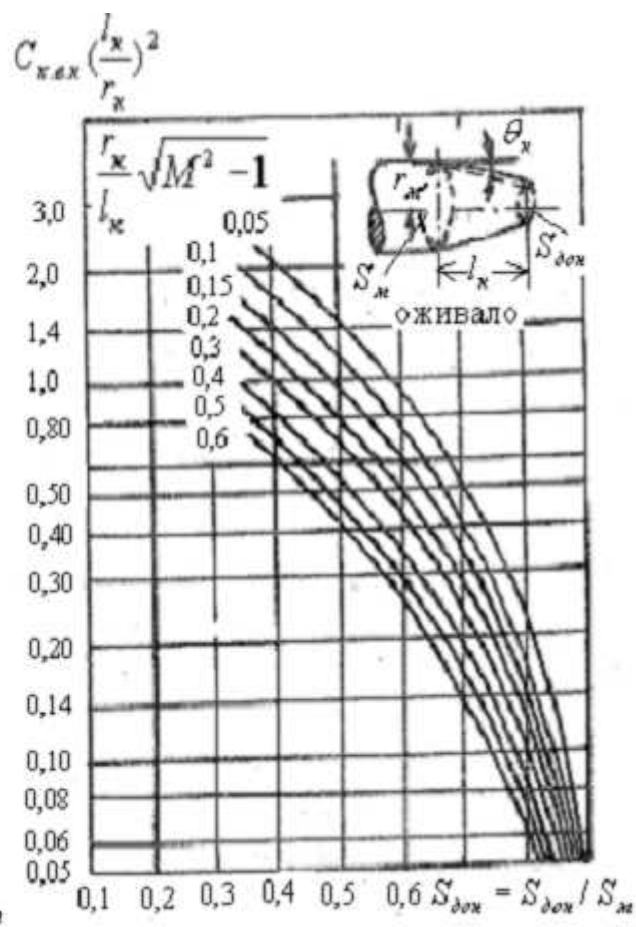


Рис.3.12

Таким образом, коэффициент волнового сопротивления корпуса определяется по формуле

$$C_{хв.ф} = C_{хн} + C_{хвк} \quad (3.1.18)$$

КОЭФФИЦИЕНТЫ ПОДСАСЫВАЮЩЕЙ СИЛЫ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

Формула (3.1.1) включает в себя коэффициенты подсасывающей силы передней и задней несущих поверхностей $C_{Т1}$ $C_{Т2}$. Согласно [5] коэффициент подсасывающей силы любой несущей поверхности C_T подсчитывается по формуле

$$C_T = \xi_T \bar{C}_F C_{ук}^2 \quad (3.1.19)$$

Коэффициент пропорциональности $\bar{C}_F$ при сверхзвуковых скоростях определяется по графику рис. 3,13, а при дозвуковых скоростях рассчитывается по формуле

$$\bar{C}_F = \frac{1}{C_{ук}^\alpha} - \frac{1}{\pi \lambda_k} \quad (3.1.20)$$

Коэффициент реализации подсасывающей силы ξ_T зависит от формы крыла в плане, углов атаки крыла α_k и чисел M_∞ , (рис. 3.14). Для крыльев с острыми передними кромками, а также когда $C_{ук} \geq 0,3$, коэффициент $\xi_T = 0$. При отрицательных значениях углов атаки крыла коэффициент $\xi_T(\xi)$ имеет такие же значения, как и при положительных углах атаки крыла.

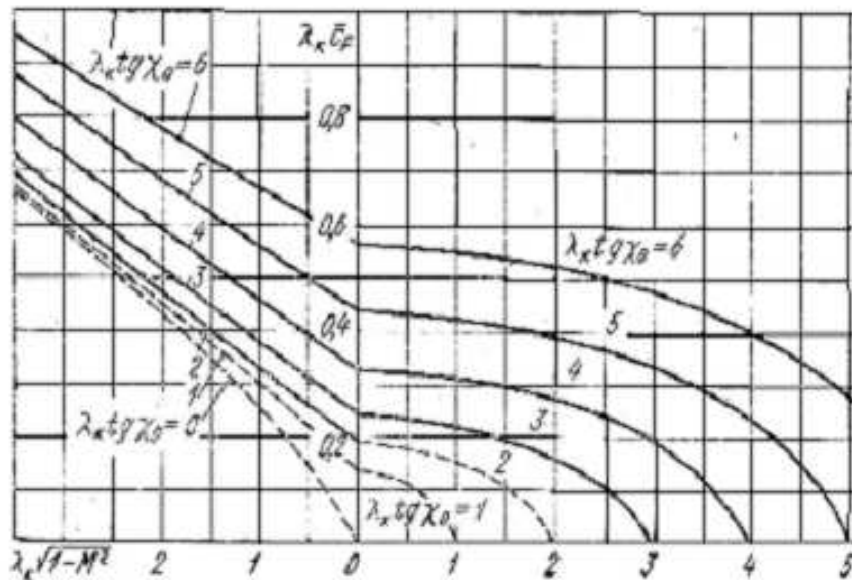


Рис.3.13

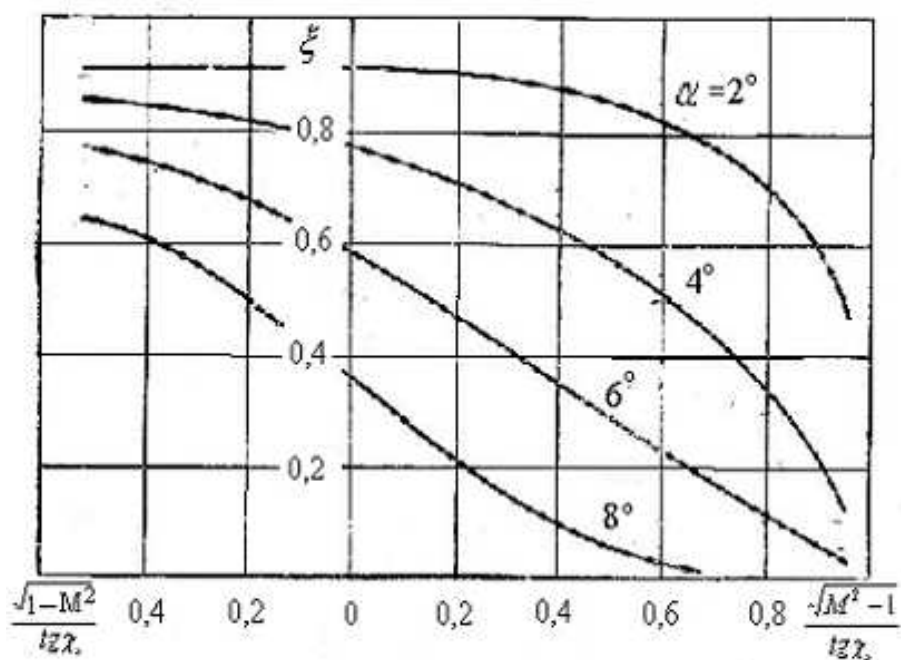


Рис.3.14

4. РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА МОМЕНТА ТАНГАЖА

Аэродинамический коэффициент момента тангажа ЛА равен сумме коэффициентов моментов тангажа отдельных частей:

$$m_z = m_{z\phi} \frac{S_m}{S} + m_{z1кр} \frac{S_{\kappa1}}{S} + m_{z2кр} \frac{S_{\kappa2}}{S}, \quad (4.1.)$$

где $m_{z\phi}$ - коэффициент момента тангажа изолированного корпуса; $m_{z1кр}$ - коэффициент момента тангажа передних несущих поверхностей, учитывающий влияние корпуса; $m_{z2кр}$ - коэффициент момента тангажа задних несущих поверхностей, полученный с учетом влияния корпуса и передних консолей. Все члены уравнения (4.1) отнесены к площади крыла с подфюзеляжной частью S .

МОМЕНТ ТАНГАЖА КОРПУСА

Коэффициенты нормальных сил, действующих на изолированный корпус, были определены в разд. 2, Коэффициент момента от действия этих сил относительно центра масс, расположенного на расстоянии X_T от передней точки корпуса, записывается так:

$$m_{z\phi} = (C_{y_n}^{\alpha} \frac{X_T - X_{\text{днц}}}{b_A} + C_{y_{xв}}^{\alpha} \frac{X_T - X_{\text{дхв}}}{b_A}) \sin \alpha_{\phi} \cos \alpha_{\phi} + C_{\phi}^{**} \frac{X_T - X_{\text{д}\phi}^H}{b_A}. \quad (4.2)$$

Сила, обусловленная безотрывным обтеканием носовой и цилиндрической частей тела, приложена в точке с координатой $X_{\text{днц}}$. При дозвуковых скоростях это расстояние практически совпадает с расстоянием $X_{\text{дн}}$ до точки приложения нормальной силы изолированной носовой части. Оно может быть определено для оживальной носовой части как

$$x_{\text{дн}} = 0,475 \cdot l_n \quad (4.3)$$

для конической носовой части как

$$x_{\text{дн}} = 0,725 \cdot l_n. \quad (4.4)$$

С переходом в область сверхзвуковых скоростей точка приложения суммарной нормальной силы носовой и цилиндрической частей отодвигается назад на Δx_n (рис.4.1) из-за появления дополнительной силы на цилиндрической части тела. В этом случае

$$x_{\partial нц} = x_{\partial н} + \Delta x_n \quad (4.5)$$

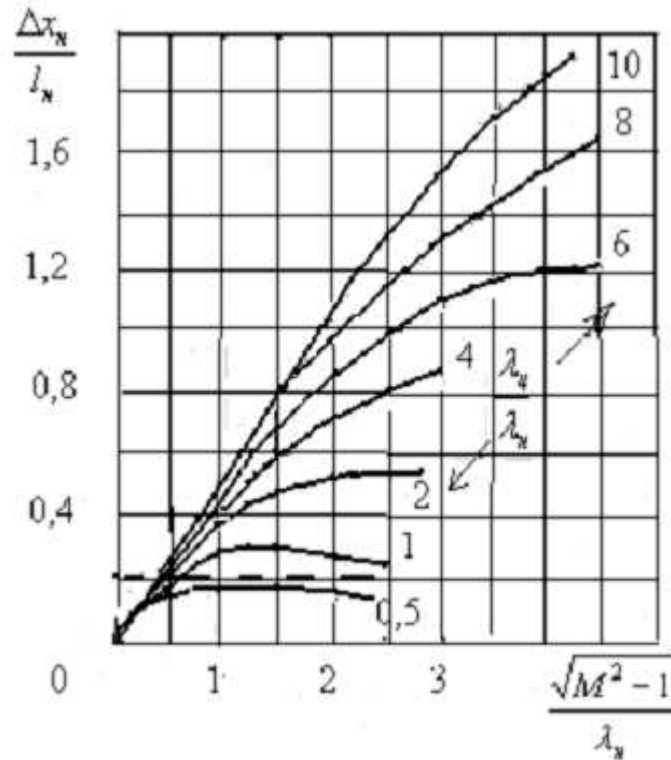


Рис.4.1

Расстояние от передней точки тела до точки приложения нормальной силы кормы определяется формулой теории тонкого тела:

$$x_{\partial хв} = \frac{\frac{V_{хв}}{S_m} + l_n + l_{\psi} - l_{\phi} \frac{r_{\partial}^2}{r_m^2}}{1 - \frac{r_{\partial}^2}{r_m^2}}. \quad (4.6)$$

Здесь $V_{хв}$ -объем кормовой части. Для усеченного конуса

$$V_{хв} = 0,0833\pi l_{хв} (d_m^2 + d_m d_{\partial} + d_{\partial}^2), \quad (4.7)$$

где $l_{хв}$ -длина кормы; d_{∂} - диаметр донного среза; d_m - диаметр миделя тела; l_{ϕ} - длина тела вращения.

Сила, обусловленная вязким поперечным обтеканием тела, приложена в центре проекции тела вращения. Расстояние до этой точки X_{∂}^H , выраженное в долях длины тела вращения l_{ϕ} , может быть подсчитано по формуле

$$\bar{X}_{\partial\phi}^H = \frac{X_{\partial\phi}^H}{l_{\phi}} = \frac{2}{l_{\phi} S_{\partial\phi}} \int_0^{l_{\phi}} r x \cdot dx \quad (4.8)$$

Площадь боковой проекции тела вращения

$$S_{\partial\phi} = 2 \int_0^{l_{\phi}} r \cdot dx \quad (4.9)$$

МОМЕНТ ТАНГАЖА КРЫЛА

Коэффициент момента тангажа передних несущих поверхностей равен сумме коэффициента тангажа передних консолей с учетом влияния корпуса $m_{z1\kappa(\phi)}$ и коэффициента момента тангажа от нормальной силы, возникающей на корпусе из-за интерференции с крылом $m_{z1\phi(\kappa)}$:

$$m_{z1kp} = m_{z1\kappa(\phi)} + m_{z1\phi(\kappa)}, \quad (4.10)$$

где

$$m_{z1\kappa(\phi)} = \kappa_{\mathcal{M}} \left(C_{y1\kappa(\phi)}^* \frac{X_T - X_{1\partial\kappa(\phi)}^l}{b_A} + C_{y1\kappa(\phi)}^{**} \frac{X_T - X_{1\partial\kappa(\phi)}^H}{b_A} \right) \quad (4.11)$$

$$m_{z1\phi(\kappa)} = \kappa_{\mathcal{M}} C_{y1\phi(\kappa)} \frac{X_T - X_{1\partial\phi(\kappa)}}{b_A}. \quad (4.12)$$

В этих формулах коэффициенты нормальных сил $C_{y1\kappa(\phi)}^*$, $C_{y1\kappa(\phi)}^{**}$ и $C_{y1\phi(\kappa)}$, действующих на передние несущие поверхности с неотклоненными

органами управления, определяются соотношениями (2.2.5)-(2.2.15). Для передних консолей с отклоненными рулями эти коэффициенты определяются по формулам (2.3.3) и (2.3.9). Коэффициент K_M берется из рис.2.14. Длина САХ и расстояние между передними точками осевой хорлы и САХ определяются по формулам

$$b_A = \frac{2}{S} \int_0^{l/2} b_{сеч}^2 dz, \quad x_A^* = \frac{2}{S} \int_0^{l/2} b_{сеч} x_{сеч} dz.$$

Для крыльев простой формы в плане с прямолинейными кромками

$$b_A = \frac{4S}{3l} \left[1 - \frac{\eta}{(\eta+1)^2} \right], \quad x_A^* = \frac{1}{6} \frac{\eta+2}{\eta+1} tg \chi_n, \quad (4.13)$$

Где S, l, η, χ_n – соответственно площадь, размах, сужение и угол стреловидности передней кромки крыла.

Безразмерное расстояние от начала САХ до точки приложения потенциального компонента нормальной силы консолей $\bar{X}_{\partial\kappa(\phi)}^{\eta}$, (коэффициент этой силы- $C_{y1\kappa(\phi)}^*$) с неотклоненными рулями или без рулей, а также с отклоненными рулями, принимается таким же, как у изолированного крыла $\bar{X}_{\partial\kappa(\phi)}^{\eta} = \bar{X}_{\partial\kappa}^{\eta}$. Оно определяется по графикам рис, 4.2 – 4.5. Затем определяется расстояние до этой точки от начала координат (от передней точки корпуса) по формуле

$$x_{1\partial\kappa(\phi)}^{\eta} = x_{Ak1} + \bar{X}_{1\partial\kappa}^{\eta} b_{Ak1}, \quad (4.14)$$

где x_{Ak1} - расстояние от начала координат до передней точки САХ консолей.

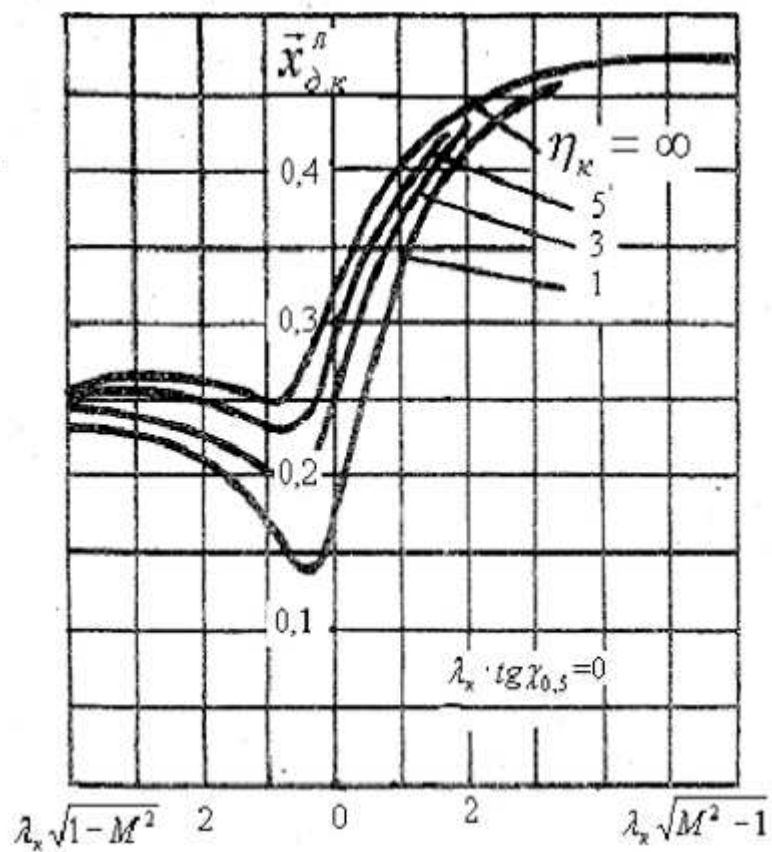


Рис.4.2

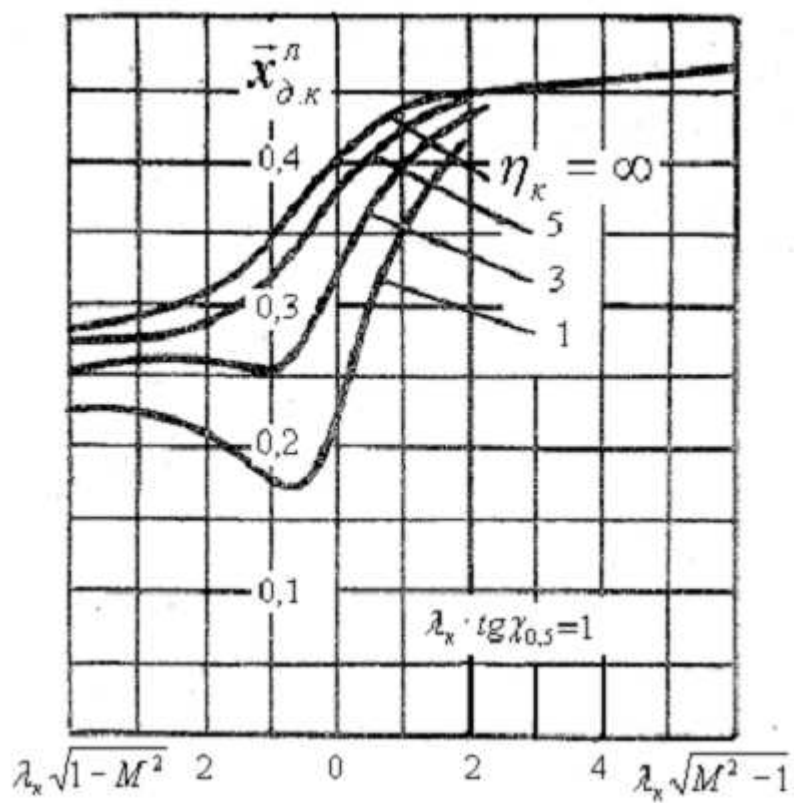


Рис.4.3

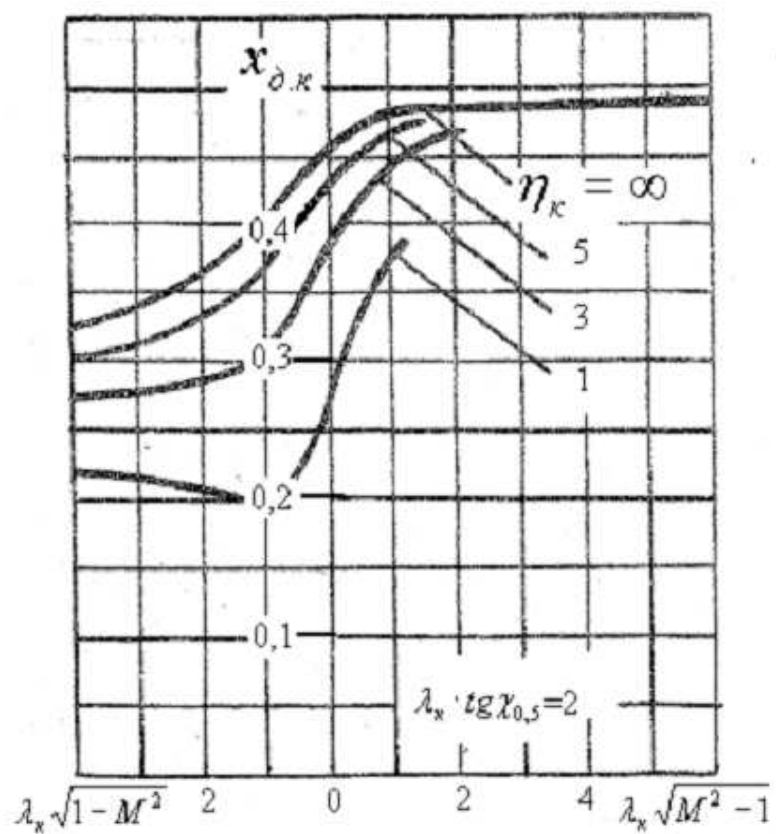


Рис.4.4

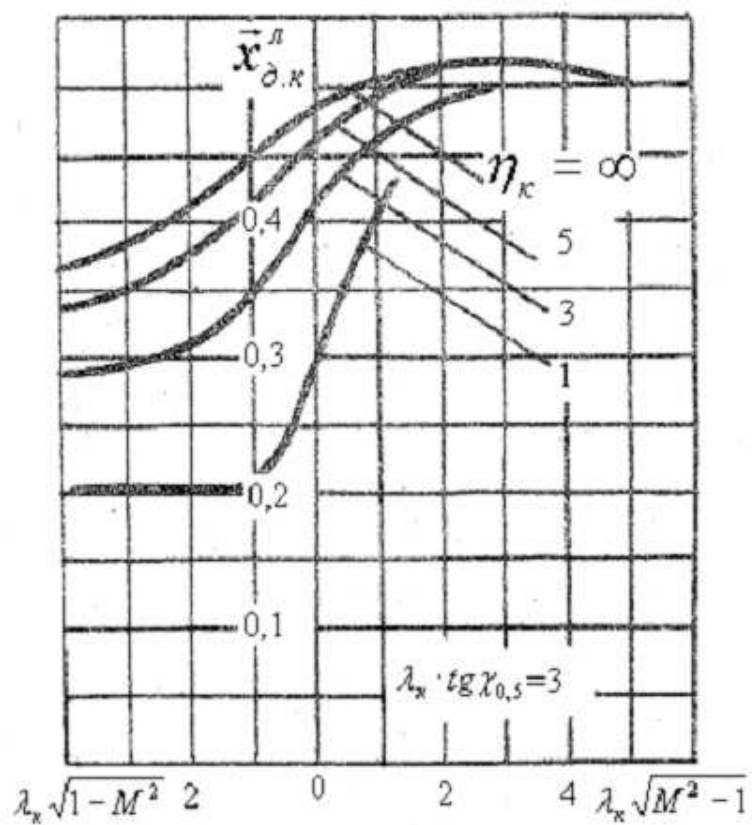


Рис.4.5

Координата $X_{1\partial\kappa(\phi)}^H$ точки приложения нелинейного компонента силы крыла (коэффициент силы- $C_{y1\kappa(\phi)}^{**}$) отсчитывается от начала координат до центра площади передних консолей (до середины САХ), $X_{1\partial\phi(\kappa)} \sim$ координата точки приложения силы, индуцированной крылом на корпусе (коэффициент силы - $C_{y\phi(\kappa)}$). Положение точки приложения силы, возникшей на корпусе под влиянием отклонения органов управления, практически совпадает с точкой приложения силы, индуцированной несущими поверхностями с не отклоненными органами управления.

При дозвуковых скоростях полета расстояние до этой точки совпадает с расстоянием до середины бортовой хорды консолей крыльев

$$X_{1\partial\phi(\kappa)} = X_{\bar{\phi}.K1} + \frac{b_{\bar{\phi}.K1}}{2} \quad (4.15)$$

где $b_{\bar{\phi}.K1}$ - бортовая хорда; $X_{\bar{\phi}.K1}$ - расстояние до бортовой хорды.

При сверхзвуковых скоростях, когда относительная длина корпуса за крылом большая и удовлетворяет неравенству (2.2.22), расстояние $X_{\partial\phi(\kappa)}$ вычисляется по формуле

$$X_{1\partial\phi(\kappa)} = X_{\bar{\phi}.K1} + \frac{b_{\bar{\phi}.K1}}{2} + \frac{d_M}{2\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \quad (4.16)$$

По-видимому, для большинства ЛА формулы (4.15) и (4.16) справедливы для всех расчетных случаев, так как за передними консолями всегда расположена цилиндрическая часть корпуса. Однако в ряде случаев за крылом или задним оперением может быть расположена короткая кормовая часть корпуса длиной $l_{x\partial 2}$ (см. рис. 2.16). В этих случаях точка приложения нормальной силы корпуса, индуцированной крылом, совпадая с центром

заштрихованной площади проекции корпуса между линиями возмущения АО, ВД, В'Д', А'О', сместится ближе к крылу.

При сверхзвуковых скоростях и короткой цилиндрической корме за крылом, удовлетворяющей неравенству (2.33):

$$x_{1\partial\phi(\kappa)} = x_{\bar{\sigma},\kappa 1} + \frac{\frac{b_{\bar{\sigma},\kappa 1}}{2}(b_{\bar{\sigma},\kappa 1} + \Phi) - (\frac{\Phi}{2} - l_{x\bar{\sigma}2})(1 - \frac{l_{x\bar{\sigma}2}}{\Phi})[b_{\bar{\sigma},\kappa 1} + l_{x\bar{\sigma}2} + \frac{1}{3}(\frac{\Phi}{2} - l_{x\bar{\sigma}2})]}{b_{\bar{\sigma},\kappa 1} - (\frac{\Phi}{2} - l_{x\bar{\sigma}2})(1 - \frac{l_{x\bar{\sigma}2}}{\Phi})}, \quad (4.17)$$

где $\Phi = d_m \sqrt{M_\infty^2 - 1}$

Формулы (4.15) и (4.16) могут применяться для цилиндрической и суживающейся кормы при условии, что линии возмущения В'Д и ВД' не выходят за пределы проекции кормы на плоскость симметрии. Во всех случаях, выходящих за рамки рассмотренных, координата $x_{1\partial\phi(\kappa)}$ должна отсчитываться от начала координат до центра заштрихованной площади S'_z (рис. 2.16) в пределах длины кормовой части $l_{x\bar{\sigma}2}$.

Коэффициент момента тангажа задних несущих поверхностей определяется по формулам (4.10) - (4.17), в которых коэффициенты нормальных сил, расстояния до точек их приложения и геометрические параметры заменяются соответствующими значениями задних крыльев (оперения). При этом учитывается уменьшение местного угла атаки корпуса в формуле (2.4.1) на угол скоса потока $\mathcal{E}$.

5. РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТОВ ПРОДОЛЬНОГО ДЕМПФИРУЮЩЕГО МОМЕНТА ЛА

Самым общим случаем движения ЛА является неустановившийся полет, во время которого его аэродинамические характеристики определяются не только формой ЛА, числом Маха и углом атаки, но зависят также от изменения кинематических параметров во времени. Изменение кинематических параметров, например угла атаки α , сопровождаемое возникновением вращения с угловой скоростью ω_z , вызывается управляющими воздействиями от рулей, либо за счет случайных возмущений, связанных в частности с турбулентностью атмосферы. Процесс балансировки ЛА обычно носит колебательный характер. Если колебания со временем затухают, то ЛА будет не только статически, но и динамически устойчив.

При вращении ЛА с угловой скоростью ω_z вокруг оси OZ, проходящей через центр тяжести, возникает продольный момент демпфирования, препятствующий этому вращению. Он является важным фактором, улучшающим качество переходных процессов:

$$M_z(\bar{\omega}_z) = m_z^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z q_\infty S b_A, \quad (5.1.1)$$

где $m_z^{\bar{\omega}_z}$ - производная от коэффициента продольного момента демпфирования (не зависит от времени), $m_z^{\bar{\omega}_z} = \frac{\partial m_z}{\partial \bar{\omega}_z}$; $\bar{\omega}_z$ - безразмерная

угловая скорость $\bar{\omega}_z = \frac{\omega_z b_A}{V_\infty}$

Продольный момент демпфирования создается корпусом, первой и второй несущими поверхностями. Поэтому производная от этого коэффициента записывается в виде

$$m_z^{\bar{\omega}_z} = m_{z\phi}^{\bar{\omega}_z} + m_{z1кр}^{\bar{\omega}_z} + m_{z2кр}^{\bar{\omega}_z} \quad (5.1.2)$$

5.2 КОЭФФИЦИЕНТ ПРОДОЛЬНОГО ДЕМПФИРУЮЩЕГО МОМЕНТА КОРПУСА

При малых углах атаки положительную нормальную силу создает носовая часть. На суживающейся кормовой части возникает отрицательная нормальная сила. Поэтому, согласно линейной теории производная от коэффициента продольного демпфирующего момента корпуса записывается как

$$m_z^{\bar{\omega}_z} = -C_{yn}^{\alpha} \frac{S_M}{S} \left(\frac{x_T - x_{\partial n}}{b_A} \right)^2 - C_{yxv}^{\alpha} \frac{S_M}{S} \left(\frac{x_T - x_{\partial xv}}{b_A} \right)^2, \quad (5.2.1)$$

где C_{yn}^{α} - производная от коэффициента нормальной силы носовой части корпуса по углу атаки [1/рад] определяется по формуле (2.1.5), $\frac{S_M}{S}$ - отношение площади миделя корпуса к площади крыла с подфюзеляжной частью, b_A - средняя аэродинамическая хорда крыла с подфюзеляжной частью, x_T - расстояние от передней точки корпуса до центра масс (тяжести) Л.А., $x_{\partial n}$ - расстояние от передней точки корпуса до центра давления его носовой части, C_{yxv}^{α} - производная от коэффициента нормальной силы хвостовой части корпуса по углу атаки [1/рад] определяется по формуле (2.1.6), $x_{\partial xv}$ - расстояние от передней точки корпуса до центра давления его хвостовой части.

5.3 КОЭФФИЦИЕНТ ПРОДОЛЬНОГО ДЕМПИРУЮЩЕГО МОМЕНТА НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ, РАСПОЛОЖЕННЫХ ВБЛИЗИ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ ЛА,

Вращение ЛА вокруг центра тяжести с угловой скоростью ω_z приводит к тому, что в результате сложения поступательного и вращательного движений углы атаки любого элемента несущей поверхности ДА, изменяются на величину

$$\Delta\alpha = \operatorname{arctg} \frac{\omega_z(x - x_T)}{V_\omega} \approx \frac{\omega_z(x - x_T)}{V_\infty}, \quad (5.3.1)$$

где X -расстояние до рассматриваемого элемента несущей поверхности; X_T -расстояние до центра тяжести от передней точки корпуса.

Изменение углов атаки вдоль хорды крыла с точки зрения силового воздействия потока на крыло эквивалентно искривлению профиля крыла. На основании этого заключения была получена формула для изолированных консолей крыльев произвольной формы при дозвуковых скоростях.

$$m_z^{\bar{\omega}_z} = -C_{y\kappa}^\alpha (A + B\lambda_\kappa \operatorname{tg} \chi_{0,5} + C\lambda_\kappa^2 \operatorname{tg}^2 \chi_{0,5}) - D \quad (5.3.2)$$

где $C_{y\kappa}^\alpha$ - производная от коэффициента нормальной силы консолей крыла,

λ_κ -удлинение изолированного крыла,

$$A = (E + \bar{x}_T^*)(E + \bar{x}_T^*F - \frac{3\eta_\kappa + 1}{4\eta_\kappa}) + \frac{2\eta_\kappa + 1}{16\eta_\kappa}$$

$$B = \frac{\eta_\kappa - 1}{\eta_\kappa + 1} \left(\frac{7\eta_\kappa^2 + \eta_\kappa - 2}{144\eta_\kappa^2} - \frac{E + \bar{x}_T^*F}{6} \right),$$

$$C = \left(\frac{\eta_\kappa + 2}{12\eta_\kappa} \right)^2 - \frac{\eta_\kappa + 2}{24\eta_\kappa} F + \frac{F^2}{12}, \quad D = \frac{\pi}{8} \frac{\eta_\kappa^2 + \eta_\kappa + 1}{3\eta_\kappa^2},$$

$$E = \frac{(\eta_k + 2)(\eta_k - 1)}{12\eta_k(\eta_k + 1)}, \quad F = \frac{2\eta_k^2 + \eta_k + 1}{3\eta_k(\eta_k + 1)},$$

$\bar{x}_T^* = \frac{x_T - x_{Ak}}{b_{Ak}}$ - расстояние от начала САХ консолей крыла до центра тяжести, отнесенное к САХ консолей крыла.

При сверхзвуковых скоростях используется следующая формула расчета:

$$\frac{m_z^{\bar{\omega}_z}}{C_{ук}^\alpha} = \left(\frac{m_z^{\bar{\omega}_z}}{C_{ук}^\alpha}\right)^* - B_1(0,5 - \bar{x}_T^*) - (0,5 - \bar{x}_T^*)^2 \quad (5.3.3)$$

в которой $\left(\frac{m_z^{\bar{\omega}_z}}{C_{ук}^\alpha}\right)^*$ и B_1 определяются по графикам на рис. 5.1 и 5.2.

Графики получены для прямоугольных и треугольных крыльев [5].

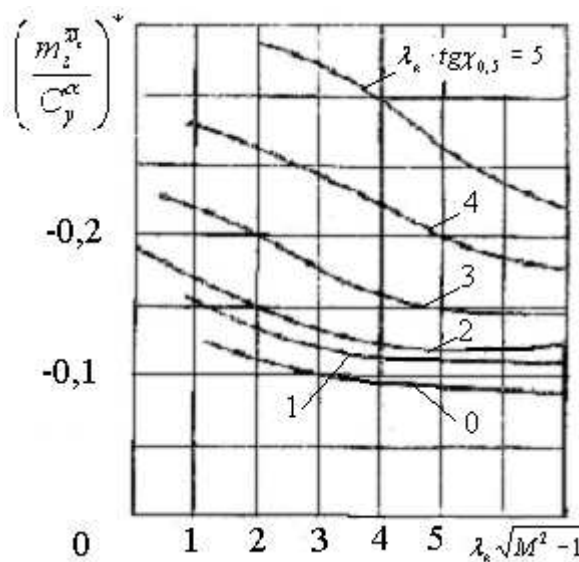


Рис.5.1

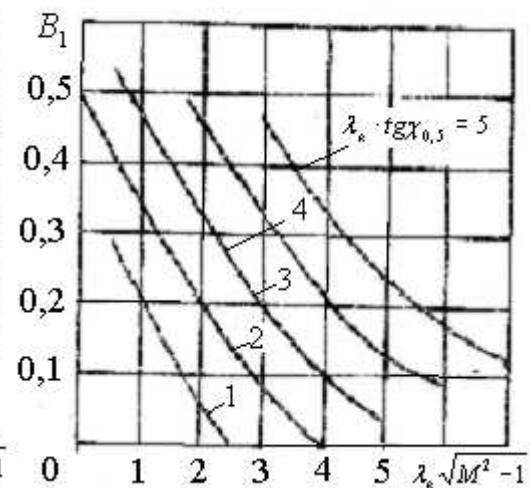


Рис.5.2

При дозвуковых и сверхзвуковых скоростях производная от коэффициента продольного момента демпфирования крыла в присутствии

корпуса, отнесенная к характерным размерам крыла, записывается через

$m_{zk}^{\bar{\omega}_z}$ в виде

$$m_{zkr}^{\bar{\omega}_z} = k_{top} m_{zk}^{\bar{\omega}_z} K_{\alpha\alpha} \frac{S_\kappa}{S} \left(\frac{b_{Ak}}{b_A} \right)^2, \quad (5.3.4)$$

где $K_{\alpha\alpha}$ - коэффициент интерференции между крылом и корпусом, k_{top} - коэффициент торможения.

5.4 КОЭФФИЦИЕНТ ПРОДОЛЬНОГО ДЕМПФИРУЮЩЕГО МОМЕНТА НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ, УДАЛЕННЫХ ОТ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ

Если бортовая хорда несущей поверхности меньше расстояния от центра тяжести ЛА до центра давления этой поверхности L_{on} , то без большой погрешности можно принять, что на протяжении всей хорды вращение ЛА изменяет угол атаки на одну и ту же величину $\Delta\alpha$. Это допущение позволяет записать следующее выражение для производной продольного демпфирующего момента несущей поверхности, установленной на корпусе:

$$m_{zkr}^{\bar{\omega}_z} = -\sqrt{k_{top}} K_{\alpha\alpha} C_{y\kappa}^\alpha \frac{S_\kappa}{S} \left(\frac{L_{on}}{b_A} \right)^2 \quad (5.3.5)$$

Здесь L_{on} - расстояние между центром тяжести ЛА и центром давления несущей поверхности, $C_{y\kappa}^\alpha$ - производная от коэффициента нормальной силы изолированного крыла по углу атаки [1/рад].

5.4 КОЭФФИЦИЕНТ ПРОДОЛЬНОГО ДЕМПФИРУЮЩЕГО

МОМЕНТА $m_z^{\dot{\alpha}}$

Известно, что нормальная сила и продольный момент задней несущей поверхности зависят от угла скоса потока, который в свою очередь, определяется углом атаки передней несущей поверхности. При вращении ЛА и связанного с этим изменением угла атаки происходит запаздывание во времени изменения скоса потока. Задняя поверхность попадает на место передней спустя время $\Delta t = \frac{L_{on}}{V_{\infty}}$. Поэтому угол скоса потока ε у задней несущей поверхности в момент времени t определяется углом атаки передней несущей поверхности в момент времени $t - \Delta t$. Это обстоятельство приводит к появлению дополнительного продольного демпфирующего момента

$$m_{z2кр}(\dot{\alpha}) = m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} = m_{z2кр}^{\bar{\omega}_z} \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \dot{\alpha}. \quad (5.4.1)$$

В этой формуле $m_{z2кр}^{\bar{\omega}_z}$ определяется по формуле (5.3.5), а $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ с учетом формулы (2.4.2) как

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \frac{(\kappa_{\kappa} + \kappa_T) C_{y1\kappa}^{\alpha}}{2\pi\lambda_{\kappa1}} \sqrt{\frac{l_{\kappa1}}{l_{\kappa2}}}, \quad (5.4.2)$$

где $l_{\kappa1}$ и $l_{\kappa2}$ -размахи первой и второй несущих консолей. Если $l_{\kappa1} \geq l_{\kappa2}$, то

следует принимать $\frac{l_{\kappa1}}{l_{\kappa2}} = 1$, $C_{y1\kappa}^{\alpha}$ — производная от коэффициента нормальной силы переднего крыла.

.

6. РАСЧЕТ ШАРНИРНОГО МОМЕНТА РУЛЯ

Шарнирными моментами называются моменты аэродинамических сил, действующие на органы управления, например рули высоты, относительно их осей вращения. От величины шарнирных моментов зависит вес и габариты силового привода, скорость отклонения рулей и, следовательно, реакция Л.А. на команды управления. Шарнирный момент рулей принято выражать через безразмерный коэффициент шарнирного момента

$$M_{ш} = m_{ш} q_p b_{Ap} S_p, \quad (6.1.1)$$

где q_p - скоростной напор около рулей; S_p и b_A - площадь и САХ рулей,

$m_{ш}$ - коэффициент шарнирного момента

$$m_{ш} = -C_{yp} \frac{x_{dp} - x_{o.в.}}{b_{Ap}} = -C_{yp} \frac{h}{b_{Ap}}. \quad (6.1.2)$$

Здесь C_{yp} - коэффициент нормальной силы руля; x_{dp} и $x_{o.в.}$ соответственно расстояния от передней кромки руля до его центра давления и оси вращения.

Величины C_{yp} и x_{dp} для цельноповоротного руля рассчитываются как для изолированного крыла, составленного из двух консолей рулей с учетом влияния корпуса на величину коэффициента C_{yp} . Коэффициент интерференции k_k для концевых рулей можно, брать равным единице. Из-за влияния стабилизатора сложно теоретически определять коэффициент шарнирного момента рулей, расположенных вдоль задней кромки несущей поверхности. Для его определения при дозвуковых скоростях используют эмпирическую формулу

$$m_{\text{ш}} = m_{\text{ш}}^{\alpha}(\alpha - \varepsilon) + m_{\text{ш}}^{\delta}\delta, \quad (6.1.3)$$

где

$$m_{\text{ш}}^{\alpha} = -0,12 \frac{b_p}{b_{\kappa}} \left(1 - 3,6 \frac{S_{o.к.}}{S_p}\right) C_{\text{ук}}^{\alpha} k_{\kappa} \cos \chi_p, \quad (6.1.4)$$

$$m_{\text{ш}}^{\delta} = -0,14 \left[1 - 6,5 \left(\frac{S_{o.к.}}{S_p}\right)^{3/2}\right] C_{\text{ук}}^{\alpha} k'_{\kappa} \cos \chi_p, \quad (6.1.5)$$

где- S_p - площадь двух рулей; S_{κ} - площадь двух консолей, на которых расположены рули; $S_{o.к.}$ - часть площади руля, расположенная перед осью вращения (площадь осевой компенсации руля); $C_{\text{ук}}^{\alpha}$ - производная по углу атаки от нормальной силы конзолей с расположенными на них рулями; $\alpha, \delta, \varepsilon$ берутся в радианах, так как производная $C_{\text{ук}}^{\alpha}$ определяется по углу атаки в радианах; χ_p - угол стреловидности линии середины хорд руля; b_p и b_{κ} - хорды руля и консоли крыла, измеренные посередине руля; k_{κ} k'_{κ} - коэффициенты интерференции крыла и руля; ε - угол скоса потока. Если рассматривается передняя несущая поверхность, то $\varepsilon = 0$.

При сверхзвуковых скоростях полета коэффициент шарнирного момента также рассчитывается по формуле (6.1.3), в которой согласно линейной теории при дозвуковой передней кромке руля производные от коэффициентов

$$m_{\text{ш}}^{\alpha} = m_{\text{ш}}^{\delta} = -\frac{2}{\sqrt{1 - tg^2 \chi_p - M_{\infty}^2}} \left(1 - 2 \frac{S_{o.к.}}{S_p}\right) k_{\kappa} \quad (6.1.6)$$

При сверхзвуковой передней кромке руля

$$m_{\text{ш}}^{\alpha} = m_{\text{ш}}^{\delta} = -\frac{2}{\sqrt{M_{\infty}^2 - 1}} \left(1 - 2 \frac{S_{o.к.}}{S_p}\right) k_{\kappa} \quad (6.1.7)$$

ЛИТЕРАТУРА

1. Бураго С.Г. Аэродинамические характеристики летательных аппаратов и их частей. М., МАИ, 1979.
2. Бураго С.Г. Выбор аэродинамической компоновки дозвуковых и сверхзвуковых летательных аппаратов. М., МАИ, 1989.
3. Бураго С.Г. Садекова Г.С. Расчет аэродинамических характеристик ЛА с применением ЭВМ. М., МАИ, 1987.
4. Садекова Г.С. Расчет аэродинамических характеристик ЛА. М., МАИ, 1991.
5. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета. М.: Машиностроение, 1973.
6. Бураго С.Г. Приближенный метод расчета коэффициента нормальной силы крыльев малого удлинения при углах атаки от 0 до 90° // Вопросы аэродинамики летательных аппаратов: Сб. науч. тр. / МАИ. М., МАИ, 1978.
7. Остославский И.В., Аэродинамика самолета. -М.: Оборонгиз, 1957.
8. Бураго С.Г. Аэродинамический расчет маневренного ЛА. 1993.