

*В. М. Головин*  
*Г. В. Филиппов*  
*В. Г. Шахов*

**РАСЧЕТ ПОЛЯР  
И ПОДБОР ВИНТА  
К САМОЛЕТУ**

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ, ВЫСШЕЙ ШКОЛЫ  
И ТЕХНИЧЕСКОЙ ПОЛИТИКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА

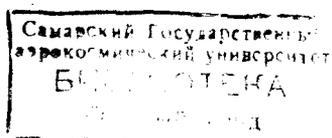
*В. М. ГОЛОВИН*

*Г. В. ФИЛИППОВ*

*В. Г. ШАХОВ*

# РАСЧЕТ ПОЛЯР И ПОДБОР ВИНТА К САМОЛЕТУ

*Учебное пособие*



УДК 629.7.015.3:533.6

**Расчет поляр и подбор винта к самолету:** Учеб. пособие  
/ В. М. Головин, Г. В. Филиппов, В. Г. Шахов;  
Самар. гос. аэрокосмич. ун-т. Самара, 1992. 68 с.  
ISBN 5-230-16906-0

Приведены сведения о приближенном поверочном расчете аэродинамических характеристик самолета на этапе предэскизного проектирования для крейсерских режимов полета, взлета и посадки. Элементы проектирования заключены в выборе оптимальной крутки крыла, обеспечивающей максимальное значение коэффициента подъемной силы, и подборе воздушного винта.

Пособие предназначено для студентов 3-го курса специальностей 13.01 и 13.03, а также может использоваться в дипломном проектировании. Подготовлено на кафедре аэрогидродинамики.

Табл. 26. Ил. 73. Библиогр.: 7 назв.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского аэрокосмического университета  
имени академика С. П. Королева

Рецензенты: кафедра аэрогидродинамики и теоретической механики Самарского государственного университета;  
канд. техн. наук В. С. В е к ш и н

ISBN 5-230-16906-0

© Самарский аэрокосмический университет, 1992

---

## СОДЕРЖАНИЕ

1. Общие требования к курсовой работе . . . . .	4
1.1. Цель, основные задачи и содержание курсовой работы . . . . .	4
1.2. Оформление курсовой работы . . . . .	5
2. Исходные данные для расчета поляр . . . . .	6
2.1. Порядок подготовки исходных данных . . . . .	6
2.2. Выбор профиля крыла и оперения . . . . .	7
2.3. Характеристики крыловых профилей . . . . .	8
3. Расчет полетной докритической поляры . . . . .	10
3.1. Расчет $c_{x\text{тн}}$ . . . . .	11
3.2. Расчет $c_{y\text{атах}}$ методом ЦАГИ . . . . .	16
4. Расчет закритических поляр . . . . .	18
5. Взлетно-посадочные характеристики самолета . . . . .	23
5.1. Построение характеристик подъемной силы . . . . .	23
5.2. Построение взлетной и посадочной поляр . . . . .	27
6. Подбор воздушного винта . . . . .	28
Библиографический список . . . . .	34
Приложения . . . . .	35

---

## **1. ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К КУРСОВОЙ РАБОТЕ**

### **1.1. ЦЕЛЬ, ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ И СОДЕРЖАНИЕ КУРСОВОЙ РАБОТЫ**

Цель курсовой работы — расчетным путем получить аэродинамические характеристики самолета в заданном диапазоне изменения высот и чисел Маха полета. Расчеты выполняются на основе теоретических результатов с привлечением статистически обработанных экспериментальных данных.

Аэродинамические характеристики служат базой для определения летно-тактических качеств самолета — его дальности, скороподъемности, потолка, устойчивости, маневренности — и используются в последующей работе по динамике полета.

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

В процессе выполнения работы студент, с одной стороны, приобретает навыки в определении аэродинамических характеристик как изолированных частей самолета, так и всего самолета в целом, с учетом взаимного влияния (интерференции) между его частями. С другой стороны, он, получив конкретные количественные представления, должен научиться путем изменения формы и геометрических размеров частей самолета и его компоновки изменять в нужном направлении аэродинамические характеристики.

Содержание курсовой работы: расчет докритической, взлетной и посадочной поляря и семейства закритических поляря для указанных в задании высот полета и чисел Маха, зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при различных углах отклонения закрылков и предкрылка, зависимости коэффициента сопротивления самолета при нулевом угле атаки, коэффициента отвала поляря и аэродинамического качества от числа Маха полета.

## 1.2. ОФОРМЛЕНИЕ КУРСОВОЙ РАБОТЫ

Пояснительная записка к курсовой работе содержит: титульный лист, оглавление, реферат, задание на работу, чертеж самолета в трех проекциях, основную расчетную часть, приложения, включающие итоговые графики аэродинамических характеристик, и список использованной литературы.

Чертеж самолета выполняется на миллиметровой бумаге удвоенного записочного формата (формат А3), обязательно в одном из стандартных масштабов и со стандартным штампом в правом нижнем углу. На чертеже приводятся все размеры, далее используемые в расчетах. Там же указываются его основные данные: название, страна, фирма-изготовитель, характеристики силовой установки, массовые характеристики и основные летно-технические характеристики.

Записка к курсовой работе пишется на одной стороне листа белой бумаги формата А4 ( $297 \times 210$  мм) с полями: левое поле — 35 мм, правое — не менее 10 мм, верхнее и нижнее поля — не менее 20 мм. Надписи на титульном листе выполняются по прилагаемой форме (прил. 1).

В основную часть пояснительной записки включаются все необходимые материалы: методы расчетов, обоснования, рисунки, таблицы, описания и т. д. Текст разделяется на главы (разделы) и параграфы (подразделы). Разделы нумеруются арабскими цифрами. Подразделы (параграфы) имеют двойную нумерацию: первая цифра обозначает номер раздела, вторая — номер подраздела (например: 2.1 — первый параграф второго раздела). Заголовки разделов и подразделов пишутся крупным шрифтом. Текст записки излагается в безличной форме, например: «...циркуляция снимается с графика...» или «коэффициент сопротивления трения плоской пластинки рассчитывается по формуле...» и т. п. с указанием номера формулы или графика, а также источника, из которого они заимствованы. Например: [1, (37)] — источник [1], формула (37); [2, рис. 2] — источник [2], рисунок 2. Формулы, рисунки и таблицы нумеруются внутри раздела: (2.15) — раздел 2, формула 15.

Нумерация страниц пояснительной записки должна быть сквозной, включая страницы со схемами, рисунками, таблицами и приложениями. Первой страницей является титульный лист, на котором номер не ставится.

Цифровой материал оформляется в виде таблиц. При этом разовые вычисления по формулам приводятся в развернутом виде для контроля.

Графический материал представляется на миллиметровой бумаге, при этом соблюдается формат текстового материала и

такая же разметка полей. Допускается увеличение формата только в правую сторону. Графики, как и чертеж самолета, выполняются карандашом. Кривые проводятся по лекалам.

## 2. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ДЛЯ РАСЧЕТА ПОЛЯР

Принятые обозначения:  $c_{m0}$  — коэффициент продольного момента профиля относительно передней кромки при нулевой подъемной силе;  $c_{xав0\infty}$  — коэффициент волнового сопротивления профиля при нулевой подъемной силе;  $c_{yа\infty}$  — коэффициент подъемной силы профиля;  $c_{yата\infty}$  — максимальное значение коэффициента подъемной силы профиля;  $c_{yата\max}$  — максимальное значение коэффициента подъемной силы крыла;  $c_{yа\infty}'$ , 1/рад — производная коэффициента подъемной силы профиля по углу атаки;  $\bar{c}$ , % — относительная толщина профиля в процентах или долях хорды;  $M$  — число Маха полета;  $M_*$  — критическое число Маха профиля;  $\bar{x}$ , % — продольная координата в процентах хорды;  $\bar{x}_F$  — относительная координата фокуса профиля в долях хорды;  $\bar{y}_в$ ,  $\bar{y}_н$ , % — координаты верхнего и нижнего обводов профиля в процентах хорды;  $Re$  — число Рейнольдса полета, подсчитанное по скорости полета и хорде крыла;  $\alpha_0$ , град — угол атаки нулевой подъемной силы профиля;  $\lambda$  — относительное удлинение крыла.

### 2.1. ПОРЯДОК ПОДГОТОВКИ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ

В задании на курсовую работу указывается страна, название самолета и источник первичной информации, из которого не всегда можно получить все необходимые для расчетов данные. Поэтому недостающие сведения необходимо почерпнуть из имеющихся в библиотеках других изданий, например из периодических (техническая информация, экспресс-информация, журнал «Flight» и т. п.). В записке должна быть собрана по возможности более полная информация о самолете-прототипе. При этом следует помнить, что нередко в тексте информации о самолете указываются одни размеры, а на прилагаемом чертеже (обычно в малом масштабе) — другие. В этом случае за исходных размер рекомендуется брать размах крыла. На рисунке самолета должны быть изображены рули, элероны, закрылки, интерцепторы и другие средства механизации. Панелирование обшивки показывать не следует.

Кроме геометрических, необходимыми данными являются крейсерская и максимальная скорости, высота полета, тип и число двигателей, крейсерская или номинальная тяга (мощность), удельный расход топлива, взлетная масса, масса топлива и сбрасываемого груза.

## 2.2. ВЫБОР ПРОФИЛЯ КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ

Выбор профиля крыла и оперения определяется типом самолета, его скоростным диапазоном. При выборе профиля крыла необходимо учитывать его влияние на скорость и безопасность полета, взлетно-посадочные характеристики. Целесообразно выбирать профиль с меньшим  $C_{xатп}$  и большими  $C_{yатп}$ , но с плавным падением  $C_{ya}$  при закритических углах атаки. При этом следует помнить, что предкрылки сглаживают кривую  $C_{ya}(\alpha)$  в окрестности  $C_{yатп}$ . Желательны также малые значения  $C_{то}$ .

При докритических скоростях полета, когда значение  $C_{хв}$  менее существенно, выбирают профили с большими значениями  $C_{yатп}$ . Наибольшие значения  $C_{yатп}$  достигаются у профилей с относительной толщиной 14...15%. Не следует использовать более тонкие крылья. Использование изгибных профилей крыла уменьшает его полезное внутреннее пространство для размещения топливных баков, шасси, механизмов выпуска закрылков и увеличивает вес конструкции. При околозвуковых, закритических скоростях тип профиля и его относительная толщина решающим образом сказываются на лобовом сопротивлении. У более толстых профилей имеет место резкое нарастание волнового сопротивления при  $M > M_*$ . Поэтому для скоростных самолетов рекомендуются ламинаризованные махоустойчивые или суперкритические профили с высокими значениями  $M_*$  и хорошими моментными характеристиками.

Для повышения  $C_{yатп}$  используется аэродинамическая и геометрическая крутка крыла. В целях упрощения расчетов в данной курсовой работе можно ограничиться лишь геометрической круткой.

Для оперения выбирают симметричные профили, толщины которых определяются по величине числа Маха для крейсерского режима полета. Для ориентировки может быть использована таблица 2.1.

Таблица 2.1

Рекомендуемые значения толщины несущих поверхностей

Диапазон чисел $M$	$\bar{c}$ — относительная толщина		
	крыла	горизонтального оперения	вертикального оперения
$M < 0,7$	0,15...0,12	0,12...0,06	0,12...0,06
$0,7 < M < 0,9$	0,12...0,10	0,08...0,06	0,08...0,05

### 2.3. ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛОВЫХ ПРОФИЛЕЙ

Вся история развития авиации связана с работами по созданию новых аэродинамических профилей крыла. Особенно интенсивно такие работы велись в 30—40-е гг. как у нас в стране, так и за рубежом, и закончились созданием известных серий профилей ЦАГИ, *NACA*, *Clark* и др. Аэродинамические характеристики этих профилей были всесторонне исследованы и сведены в атласы.

В послевоенное время в связи с развитием реактивной авиации были изучены аэродинамические характеристики таких профилей при больших скоростях полета, а также разработаны специальные профили для летательных аппаратов с большими скоростями полета. Но поскольку в отличие от первого этапа разработки аэродинамических профилей широко доступных атласов с аэродинамическими характеристиками профилей второго этапа практически нет, нами была предпринята попытка на основе опубликованных материалов оценить аэродинамические характеристики таких профилей при больших скоростях полета и рекомендовать их геометрическую форму (в данном пособии они имеют условное название КАГД с шифром из четырех цифр: первые две цифры указывают координаты максимального прогиба средней линии профиля в процентах хорды, а вторые две — относительную толщину профиля в процентах хорды).

В настоящее время в связи с развитием численных методов решения аэродинамических задач и успехами в области аэродинамического эксперимента начались работы по созданию новых профилей. Среди них можно отметить такой профиль, как *GA(W)*-1, предназначенный для замены старых профилей *NACA* серий 23 и 44. Лобовое сопротивление профиля *GA(W)*-1 на крейсерском режиме примерно такое же, как у заменяемых профилей, но для повышения безопасности полета при отказе двигателя его аэродинамическое качество на режиме набора высоты увеличено на 50%, максимальная подъемная сила крыла без закрылков увеличена на 30%, обеспечен более «плавный» срыв.

Наконец, были созданы так называемые суперкритические профили, которые характеризуются тем, что волновой кризис на них возникает при больших числах Маха полета, а величина максимального коэффициента волнового сопротивления при нулевой подъемной силе  $C_{x_{волн}}$  значительно меньше, чем у прежних профилей. Такие характеристики достигаются путем целенаправленного изменения геометрии профиля (рис. 2.1). Суперкритический профиль имеет более затупленный носок 1, «плоскую» верхнюю поверхность 2, затупленную заднюю кромку 3, утолщенную переднюю часть профиля 5 и участок с вогну-

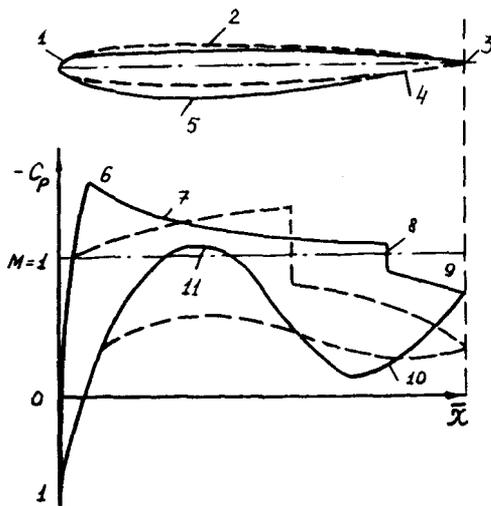


Рис. 2.1. Особенности формы и распределения коэффициента давления сверхкритических профилей

той поверхностью 4. Подобное изменение геометрии профиля приводит к перестройке хордовой диаграммы коэффициента давления  $c_p$ . Появляется контролируемый пик разрежения 6, за которым располагается участок частично изотропического сжатия 7, что приводит к более слабому скачку уплотнения, сильно смещенному назад 8. Затупление задней кромки ослабляет обратный градиент давления 9. Утолщение передней части профиля приводит к появлению контролируемой области максимума скорости на нижней поверхности 11. Участок с вогнутой поверхностью вызывает увеличение нагружения хвостовой части профиля 10.

Для первых периодов разработки аэродинамических профилей характерно использование преимущественно той или иной серии профилей, свойства которых были хорошо известны. В настоящее время очень часто профиль создается специально для конкретного летательного аппарата, хотя и путем модернизации существующих. В результате исчезает необходимость создавать атласы новых профилей.

Однако для учебных целей желательно, как и прежде, иметь некоторый запас аэродинамических профилей того или иного класса.

В настоящем пособии приводятся оценочные сведения для некоторых гипотетических суперкритических профилей, полученные из различных опубликованных материалов. Такие профили имеют обозначение  $C$  с шестизначным шифром. Первые две цифры указывают число Маха полета, на которое рассчитан данный профиль (это число Маха умножено на 100), вторые две цифры — величину коэффициента подъемной силы полета (для удобства эта величина умножена на 10), последние две цифры — относительную толщину профиля в процентах. Так, профиль  $C-820309$  означает суперкритический профиль, рассчитанный на число Маха полета, равное 0,82, величина  $c_{ya}$  полета составляет 0,3, а относительная толщина профиля  $\bar{c} = 9\%$ .

Все сведения приводятся в приложении в виде таблиц и графиков. Геометрические и аэродинамические характеристики профиля  $GA(W)=1$  даны в табл. П2.1 и П2.2 и на рис. П2.1 и П2.2; профилей  $NACA$  серии 23 с относительной толщиной 9,12 и 15% — в табл. П2.3 и на рис. П2.3—П2.7; профилей  $NACA$  типов 2221 и 4412 — в табл. П2.4 и на рис. П2.8—П2.13; симметричных профилей  $NACA$  с относительной толщиной 6,9 и 12% — в табл. П2.5 и на рис. П2.14—П2.17; профилей  $Clark$  с относительной толщиной 12—15% в табл. П2.6 и на рис. П2.18—П2.23; гипотетических суперкритических профилей  $C$  — в табл. П2.7 и на рис. П2.24—П2.30; гипотетических симметричных профилей КАГД с относительной толщиной 9 и 12% — в табл. П2.8 и на рис. П2.31—П2.34; гипотетических профилей КАГД серии 50 с относительной толщиной 9,12 и 15% — в табл. П2.9 и на рис. П2.35—П2.39.

Так как большая часть приводимых в пособии аэродинамических характеристик носит оценочный характер, то их можно применять только в учебных целях (при курсовом и дипломном проектировании).

Аэродинамические характеристики профилей серии  $C$  были оценены совместно с В. М. Турапиным. Авторы находят возможным привести их в данном пособии.

### 3. РАСЧЕТ ПОЛЕТНОЙ ДОКРИТИЧЕСКОЙ ПОЛЯРЫ

При  $M \ll M_*$  уравнение поляры имеет вид

$$C_{xa} = C_{x\min} + C_{xai} = C_{x\min} + (c_{ya} - c_{ya}^*)^2 / (\pi \lambda_{\infty}), \quad (3.1)$$

где  $C_{xa}$  — коэффициент лобового сопротивления самолета;  $c_{ya}$  — коэффициент подъемной силы;  $C_{x\min}$  — минимальный коэффициент лобового сопротивления;  $c_{ya}^*$  — коэффициент подъемной

силы, соответствующий  $c_{xa \min}$  (для истребителей  $c_{ya}^* = 0$ , для транспортных и пассажирских самолетов  $c_{ya}^* = 0,1 \dots 0,15$ );  $c_{xai} = (c_{ya} - c_{ya}^*)^2 / (\pi \lambda_3)$  — коэффициент индуктивного сопротивления;  $\lambda_3$  — эффективное удлинение крыла, учитывающее прирост пассивного сопротивления при больших углах атаки.

Величину  $\lambda_3$  вычисляют по формуле  $1/\lambda_3 = 1/\lambda + 0,025$ , где  $\lambda$  — геометрическое удлинение крыла, равное отношению квадрата размаха к площади крыла;  $\lambda = l^2/S$ .

Площадь крыла  $S$  включает подфюзеляжную часть. При ее определении следует продолжить переднюю и заднюю кромки крыла до пересечения с базовой плоскостью самолета.

### 3.1. РАСЧЕТ $c_{xa \min}$

Величина  $c_{xa \min}$  крыла зависит от числа Рейнольдса

$$Re = \frac{V_{расч} b_{ср}}{\nu}$$

где  $V_{расч}$  — расчетная скорость, м/с;  $b_{ср}$  — средняя хорда крыла, м;  $\nu$  — кинематическая вязкость воздуха на расчетной высоте полета,  $m^2/c$ .

Для винтовых самолетов расчетная скорость на расчетной высоте указывается в задании.

Для скоростных самолетов с ТРД за расчетную скорость принимают такую скорость самолетов, при которой в диапазоне  $c_{ma} = 0,6$ , соответствующем основной группе маневров самолета, около него не возникают скачки уплотнения. Порядок расчета этой скорости следующий.

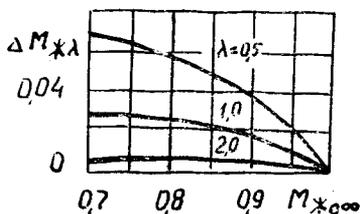


Рис. 3.1. Увеличение критического числа Маха для крыльев малого удлинения

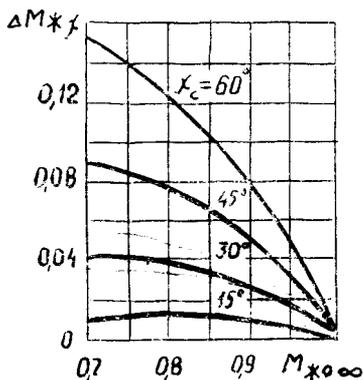


Рис. 3.2. Увеличение критического числа Маха, обусловленное стреловидностью крыла

Вычисляется критическое число Маха для крыла при  $c_{ya} = 0,6$ :

$$M_* = 1 - 0,7 \sqrt{\bar{c} - 3,2 \bar{c} c_{ya}^{3/2} + \Delta M_{* \lambda} + \Delta M_{* \chi}}, \quad (3.2)$$

где  $\bar{c}$  — относительная средняя толщина профиля крыла, определяемая по формуле  $\bar{c} = (\bar{c}_0 \eta + \bar{c}_k) / (1 + \eta)$ , где  $\bar{c}_0$ ,  $\bar{c}_k$  — относительные толщины в корневом и концевом сечениях,  $\eta$  — сужение крыла;  $\Delta M_{* \lambda}$  и  $\Delta M_{* \chi}$  — увеличения  $M_*$  вследствие влияния малости удлинения и угла стреловидности соответственно, определяются по графикам (рис. 3.1 и 3.2) в зависимости от  $\lambda$ ,  $\chi$  и  $M_*$  прямого крыла бесконечного размаха (профиля) при  $c_{ya} = 0$ .  $M_{*0\infty}$  рассчитывается по формуле  $M_{*0\infty} = 1 - 0,7 \sqrt{\bar{c}}$ . Величину  $M_*$  в формуле (3.2) без добавления  $\Delta M_{* \lambda}$  и  $\Delta M_{* \chi}$  можно определить по графику (рис. 3.3). Вычисленное по полной формуле (3.2) значение  $M_*$  округляется до ближайшего

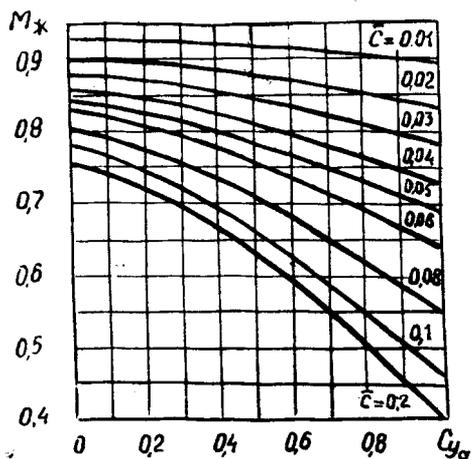


Рис. 3.3. Зависимость критического числа Маха профиля от относительной толщины и коэффициента подъемной силы

меньшего из ряда 0,55; 0,6; 0,65; 0,7. Затем вычисляется критическая скорость

$$V_* = M_* a,$$

где  $a$  — скорость звука на расчетной высоте (см. табл. ПЗ.1).

Критические скорости для других частей самолета не рассчитываются, так как они заведомо больше, чем критические скорости для крыла при  $c_{ya} = 0,6$ . Критическая скорость  $V_*$  сравнивается с крейсерской  $V_{кр}$ . Меньшая из них принимается за расчетную  $V_{расч}$ .

Пассивное сопротивление самолета  $c_{x \min}$  складывается из пассивных сопротивлений его частей.

Крыло. Сначала определяется профильное сопротивление

$$c_{x \text{ проф}} = 2c_F(0,93 + 2,8\bar{c})(1 + 5\bar{c}M^2) \quad (3.3)$$

( $2c_F$  — удвоенный коэффициент суммарного сопротивления трения плоской пластинки), а затем учитывается взаимное влияние крыла и фюзеляжа и наличие щелей:

$$c_{x \min \text{ кр}} = c_{x \text{ проф}} \left( 1 - k_{\text{инт}} \frac{S_{\text{пф}}}{S} \right) + 0,001 \bar{l}_{\text{щ}},$$

где  $k_{\text{инт}}$  — коэффициент интерференции, имеющий следующие значения:

Схема...	Высокоплан	Среднеплан	Низкоплан
$k_{\text{инт}}$ ...	0,9	0,7	0,5

$\bar{l}_{\text{щ}} = l_{\text{щ}}/l$  — относительная суммарная длина всех щелей на крыле (между крылом и элеронами, крылом и закрылками и т. п.). Величина  $2c_F$  определяется по графику (рис. 3.4) как функция

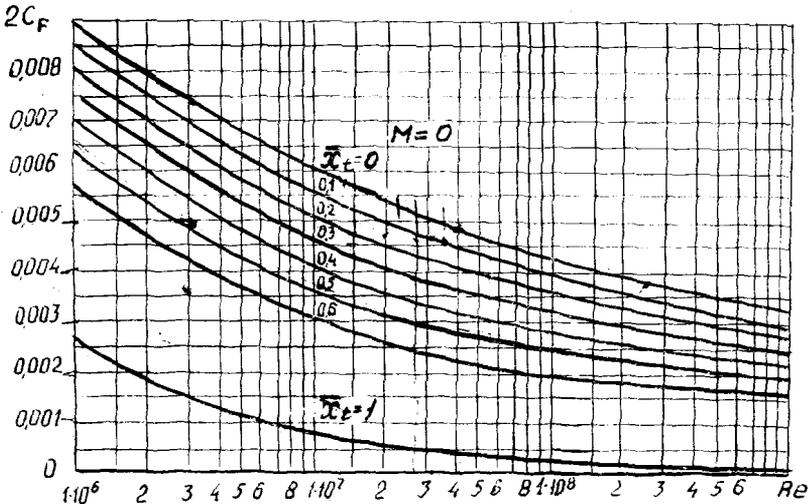


Рис. 3.4. Зависимость удвоенного коэффициента суммарного сопротивления трения от числа Рейнольдса и координаты точки перехода

числа Рейнольдса  $Re = \frac{V_{\text{расч}} b_{\text{ср}}}{\nu}$  и относительной координаты точки перехода  $\bar{x}_t = x_t/b$ :

$$\bar{x}_t = \min \left\{ \begin{array}{l} \frac{10^6}{\text{Re}} \\ \sqrt{\frac{\bar{x}_c \bar{x}_f}{\bar{b}_{\text{пр}}}} \end{array} \right.$$

Здесь  $\bar{x}_c$  и  $\bar{x}_f$  — относительные координаты местоположения максимальной толщины и вогнутости профиля;  $\bar{b}_{\text{пр}}$  — средняя относительная хорда предкрылка;

$$n = 5 + [1,3 + 0,6 M(1 - 0,25 M^2)] \sqrt{1 - \left[ \frac{\lg \left( \frac{h}{b_{\text{ср}}} \text{Re} \right) - 1}{2,2 - \frac{0,08 M^2}{1 + 0,312 M}} \right]^2};$$

где  $h$  — средняя высота бугорков шероховатости поверхности крыла, выбирается в диапазоне  $h \approx (5 \dots 15) 10^{-6}$  м.

Вертикальное и горизонтальное оперение. Профильное сопротивление, как и для крыла, рассчитывается по формуле (3.3). Сопротивление интерференции и обусловленное наличием щелей учитывают добавкой  $\Delta c_{\text{хаоп}} = 0,002$  и введением в расчет всей подфюзеляжной части оперения:

$$c_{\text{хаго}}(\text{во}) = c_{\text{харго}}(\text{во}) + 0,002.$$

Фюзеляж. Сопротивление фюзеляжа определяется формулой

$$c_{\text{хаф}} = c_F \eta_c \eta_M \frac{F_{\text{ф}}}{S_{\text{мф}}} + \Delta c_{\text{хаф}} + \frac{\sum c_{\text{хан}} S_n}{S_{\text{мф}}}. \quad (3.4)$$

Здесь  $c_F$  — коэффициент суммарного сопротивления трения плоской пластинки при  $\bar{x}_t = 0$ , определяемый по числу Рейнольдса  $\text{Re} = \frac{V_{\text{расч}} L_{\text{ф}}}{\nu}$ , в котором за характерный размер принята длина фюзеляжа (см. рис. 3.4);  $\eta_c(\lambda_{\text{ф}})$  учитывает влияние удлинения фюзеляжа  $\lambda_{\text{ф}} = \frac{L_{\text{ф}}}{D_{\text{ф}}}$  на трение (рис. 3.5);

$\eta_M(\lambda_{\text{нф}}, M)$  учитывает влияние сжимаемости ( $\lambda_{\text{нф}} = \frac{2 L_{\text{нф}}}{D_{\text{ф}}}$  — удлинение носовой части фюзеляжа до миделевого сечения) (рис. 3.6);  $S_{\text{мф}}$  — площадь миделя фюзеляжа,  $D_{\text{ф}}$  — диаметр круга, равновеликого миделевому сечению фюзеляжа;  $F_{\text{ф}} = 2,85 L_{\text{ф}} \sqrt{S_{\text{мф}}}$  — площадь омываемой поверхности фюзеляжа;  $\Delta c_{\text{хаф}}$  — увеличение  $c_{\text{хаф}}$ , обусловленное отклонением носовой части фюзеляжа от формы тела вращения (см. табл. ПЗ.2);  $c_{\text{хан}}$  — коэффициент сопротивления надстроек, мидель которых  $S_n$

легко выделить из миделя фюзеляжа (антенны, огни и т. д.). Приближенно можно принять для типовых самолетов

$$\sum \frac{c_{x_{ан}} S_{н}}{S_{мф}} = 0,07 c_{x_{аф}} \text{ (без надстроек).}$$

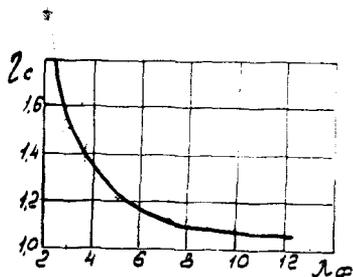


Рис. 3.5. Поправка, учитывающая влияние удлинения фюзеляжа на сопротивление трения

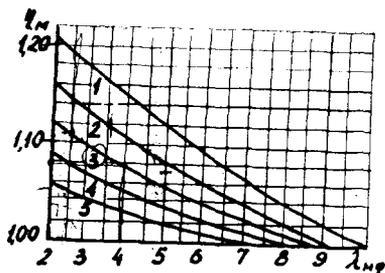


Рис. 3.6. Поправка, учитывающая влияние сжимаемости воздуха на сопротивление трения фюзеляжа: 1— $M=0,70$ ; 2— $M=0,65$ ; 3— $M=0,60$ ; 4— $M=0,55$ ; 5— $M=0,50$

Гондолы двигателей. Здесь надстройки отсутствуют, гондола является обычно телом вращения, поэтому коэффициент сопротивления гондолы определяется по формуле, вытекающей из формулы (3.4)

$$c_{x_{гд}} = c_F \eta \eta_M \frac{F_{гд}}{S_{мгд}} + \Delta c_{x_{гд}}; \Delta c_{x_{гд}} = 0,01 \dots 0,02.$$

Величину омываемой поверхности определяют непосредственно по чертежу самолета.

Пилоны двигателей. Здесь учитывается только профильное сопротивление. Расчет ведется по формуле (3.3), но геометрические размеры определяются для пилонов.

Подвесные баки. Сопротивление подвесных баков и других систем, имеющих форму тел вращения, рассчитывается так же, как для гондол двигателей, по соответствующим геометрическим параметрам. Для упрощения расчета сопротивления гондол двигателей, пилонов, подвесок принимают  $\bar{x}_t = 0$ .

После определения  $c_{x_{мин}}$  каждой части самолета составляют сводку лобовых сопротивлений (табл. 3.1).

Сводка лобовых сопротивлений

Наименование части самолета	Количество $n$ , шт.	Площадь в плане или миделя, $S_i$ м <sup>2</sup>	Коэффициент лобового сопротивления, $c_{xa \text{ min } i}$	$n c_{xa \text{ min } i} S_i$

В итоге полученные произведения суммируют:  $\sum n c_{xa \text{ min } i} S_i$ .  
Теперь величину  $c_{xa \text{ min}}$  самолета рассчитывают по формуле

$$c_{xa \text{ min}} = 1,05 \frac{\sum n c_{xa \text{ min } i} S_i}{S},$$

где  $S$  — площадь крыла с подфюзеляжной частью. Величины  $c_{xa \text{ min}}$  и  $c_{ya}^*$  определяют одну из точек поляры. Остальные точки поляры находятся по уравнению (3.1). Расчет  $c_{xa}$  производится до  $c_{ya} = c_{ya \text{ max}}$ . Верхняя часть поляры от [ $c_{ya \text{ max}} - (0,1 \dots 0,15)$ ] до  $c_{ya \text{ max}}$  строится произвольно.

### 3.2. РАСЧЕТ $c_{ya \text{ max}}$ МЕТОДОМ ЦАГИ

Предполагается, что рост коэффициента подъемной силы крыла при увеличении угла атаки прекращается, как только в каком-либо сечении крыла возникает срыв потока. Срыв потока начинается, когда местный коэффициент подъемной силы  $c_{ya}(z)$  достигает значения  $c_{ya \text{ max } \infty}(z)$  в рассматриваемом сечении. Под  $c_{ya \text{ max } \infty}$  понимается максимальный коэффициент подъемной силы крыла бесконечного размаха, составленного из профилей, соответствующих данному сечению. Величина  $c_{ya \text{ max } \infty}$  зависит от серии профиля, его относительной толщины и числа Рейнольдса  $Re = \frac{V_{\text{расч}} b(z)}{\nu}$  и в общем случае изменяется по размаху. Ее значения берутся из характеристик профиля. В результате находится зависимость  $c_{ya \text{ max } \infty}(z)$ . Следует учесть, что для профиля  $c_{ya \text{ max}}$  на 12% больше, чем для крыла с удлинением  $\lambda=5$ .

Вычисляются величины местных коэффициентов подъемной силы в сечениях крыла при  $c_{ya \text{ кр}}=1$  в диапазоне  $\bar{z}=2z/l=(0\dots 1)$  с интервалом  $\Delta \bar{z}=0,1$  по формуле

$$c_{ya}^1(z) = [\Gamma_{\text{пл}}(\bar{z}) + \Gamma_{\chi}(z) + \varphi^{\circ} \Gamma_{\alpha}(\bar{z})] \frac{b_{\text{ср}}}{b(\bar{z})}, \quad (3.5)$$

где  $\Gamma_{\text{пл}}$  — безразмерная циркуляция плоского прямого крыла;

$\Gamma_\chi(\bar{z})$  — изменение циркуляции вследствие стреловидности;  $\varphi^\circ$  — угол крутки концевое сечения, град. (уменьшение углов атаки концевых сечений при крутке соответствует  $\varphi^\circ > 0^\circ$ );  $\Gamma_3(\bar{z})$  — изменение циркуляции при  $\varphi^\circ = +1^\circ$ ;  $b(\bar{z})$  — текущая хорда.

Значения  $\Gamma_{пл}$  и  $\Gamma_3(\bar{z})$  находят из табл. ПЗ.3—ПЗ.5 в зависимости от относительной длины центроплана и сужения. Таблица ПЗ.3 для наглядности иллюстрирована графиками (рис. П.3.1, ПЗ.2).

Величины  $\Gamma_\chi(\bar{z})$  определяются по формуле

$$\Gamma_\chi(\bar{z}) = \Gamma_{\chi=45^\circ}(\bar{z}) \frac{\chi^\circ}{45^\circ}, \quad (3.6)$$

где  $\Gamma_{\chi=45^\circ}(\bar{z})$  — изменение циркуляции при  $\chi = 45^\circ$ . Ее значение можно найти по графику (рис. ПЗ.3) и взять из табл. ПЗ.6.

Вычисляются отношения  $\frac{c_{ya \max \infty}}{c_{ya}^1}(\bar{z})$ . Минимальное значение этой функции равно максимальному коэффициенту подъемной силы крыла, а, следовательно, и самолета любой схемы, кроме схемы «утка», для которой следует учитывать подъемную силу горизонтального оперения.

Одной из задач аэродинамического проектирования является выбор крутки, обеспечивающей наибольшее значение  $c_{ya \max}$ . С этой целью задаются рядом значений крутки, вычисляют соответствующие каждому углу  $\varphi^\circ$   $c_{ya \max}$ , строят зависимость  $c_{ya \max}(\varphi^\circ)$  и находят  $\varphi^\circ_{opt}$ , соответствующее  $c_{ya \max \max}$  (это построение определяет  $\varphi^\circ$  и  $c_{ya \max}$ ).

Диапазон задаваемых значений  $\varphi^\circ$  выбирают с учетом того, что  $\varphi^\circ_{opt}$  увеличивается с увеличением сужения и угла стреловидности.

Таблица 3.2

Расчет  $c_{ya \max}$  крыла

$\bar{z}$	$b(z)$	$b_{ср}$ $b(z)$	$\Gamma_{пл}$	$\Gamma_\chi$	$\Gamma_3$	$\varphi^\circ \Gamma_3$				$c_{ya}^1$	$c_{ya \max \infty}$ $c_{ya}^1$	$\frac{c_{ya \max \infty}}{c_{ya}^1}$
						$\varphi^\circ = 0^\circ$	$\varphi^\circ = \varphi_1^\circ$	...	$\varphi^\circ = \varphi_n^\circ$			
0	по чертежу		Табл. ПЗ.3—ПЗ.5	Табл. ПЗ.6, Формула (3.6)	Табл. ПЗ.3—ПЗ.5					Формула (3.5)	По характеристикам профиля	
0.1												
...												
...												
1.0												

Рекомендуется первоначально задавать:

для прямоугольных крыльев  $\varphi^\circ = +1^\circ, 0^\circ, -1^\circ$ ;

для трапециевидных  $\varphi^\circ = 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ$ ;

для стреловидных суживающихся крыльев  $\varphi^\circ = 0^\circ, 9^\circ, 12^\circ, 15^\circ$ .

Расчет продолжается до тех пор, пока при некотором  $\varphi^\circ$   $c_{ya \text{ max}}$  не начнет убывать. Расчет следует вести в табличной форме (табл. 3.2).

#### 4. РАСЧЕТ ЗАКРИТИЧЕСКИХ ПОЛЯР

При  $M > M_*$  возникает дополнительное волновое сопротивление, обусловленное появлением в потоке, обтекающем самолет, скачков уплотнения. Общее сопротивление самолета является суммой сопротивлений, соответствующих докритическим скоростям полета и волновых;

$$C_{xa} = C_{xa(M < M_*)} + C_{xav}. \quad (4.1)$$

Каждому числу  $M$  соответствует своя поляр. В курсовой работе закритические поляры рассчитывают в диапазоне  $M_* < M < 1$  с шагом  $\Delta M = 0,05$  и при  $M < 1$  с шагом  $\Delta M = 0,1$ . Наибольшее значение числа  $M$  принимают равным  $M_{\text{max}} + 0,1$ .

Волновое сопротивление самолета при расчетах представляют в виде суммы пассивного волнового (при  $c_{ya} = 0$ ) и индуктивно-волнового, зависящего от  $c_{ya}$ , сопротивлений:

$$C_{xav} = C_{xavo} + C_{xavi}. \quad (4.2)$$

Тогда формулу (4.1) с учетом формул (3.1) и (4.2) можно представить в виде

$$C_{xa} = [C_{xao(M < M_*)} + C_{xavo}] + (C_{xai} + C_{xavi}) = x_{ao} + B c_{ya}^2, \quad (4.3)$$

где  $B = (1/\pi\lambda_\varepsilon) + \Delta B$  — отвал поляры.

Значения  $C_{xao(M < M_*)}$  и индуктивного (вихревого) сопротивления были рассчитаны в разд. 3.

Коэффициент пассивного волнового сопротивления самолета вычисляют по приближенной формуле

$$C_{xavo} = C_{xavokp} \left( 1 + \frac{S_{го} + S_{во}}{S} \right) + C_{xavф} \frac{S_{мф}}{S} + n C_{xавд} \frac{S_{мгд}}{S}. \quad (4.4)$$

где  $C_{xavo \text{ кр}}$  — коэффициент волнового сопротивления крыла при  $c_{ya} = 0$ ;  $C_{xавф}$ ,  $C_{xавд}$  — коэффициенты волнового сопротивления фюзеляжа и гондол двигателей соответственно;  $n$  — число гондол двигателей;  $S$ ,  $S_{го}$ ,  $S_{во}$ ,  $S_{мф}$ ,  $S_{мгд}$  — площади крыла, горизонтального и вертикального оперения, миделя фюзеляжа и гондол двигателей соответственно.

Величину  $c_{xa}$  во кр находят по формуле

$$c_{xa \text{ во кр}} = 0,5[(1 - \bar{S}_{ск})c_{xa \text{ во пр}} + (1 + \bar{S}_{ск})c_{xa \text{ во ск}} \cos^3 \chi], \quad (4.5)$$

где  $\bar{S}_{ск}$  — относительная площадь скользящей части крыла, которую определяют по номограмме (рис. 4.1);  $c_{xa \text{ во пр}}$  и  $c_{xa \text{ во ск}}$  — коэффициенты волнового сопротивления прямого и скользящего крыла, их значения снимают с графика (рис. 4.2) в зависимости от  $M$  и  $\bar{c}$  ( $c_{xa \text{ во пр}}$ ) или их эффективных значений  $M_{э} = M \cos \chi$ ,

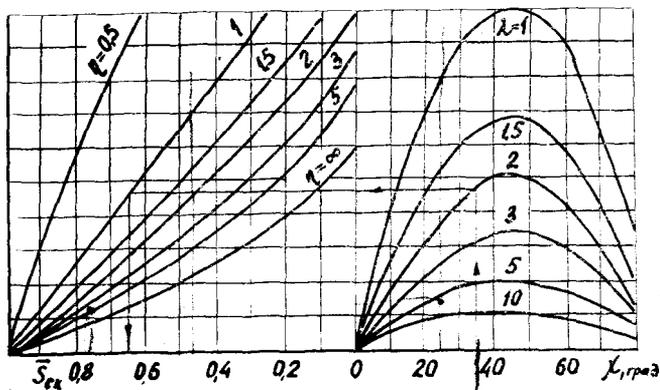


Рис. 4.1. Номограмма для определения  $\bar{S}_{ск}$

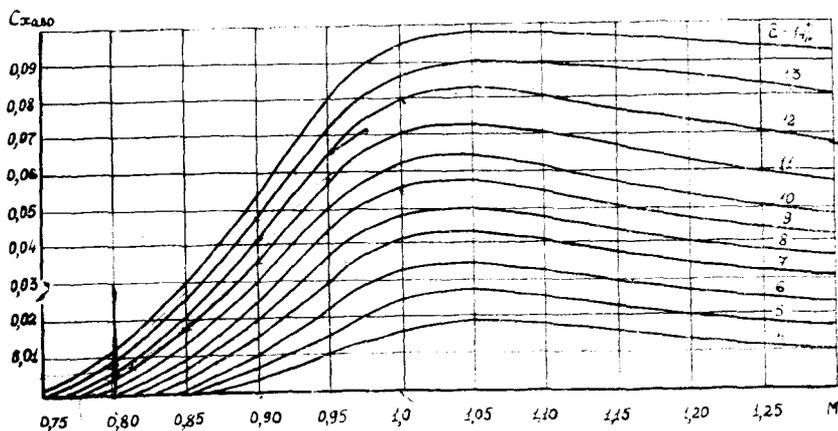


Рис. 4.2. Зависимость коэффициента волнового сопротивления крыла при  $c_{ya} = 0$  от толщины крыла и числа Маха

$\bar{c}_x = \bar{c}_x / \cos \chi$  ( $c_{x \text{ а в о с к}}$ );  $\chi$  — угол стреловидности по линии фокусов (1/4 хорд).

Коэффициент волнового сопротивления фюзеляжа вычисляются по формуле

$$c_{x \text{ в ф}} = c_{x \text{ в ф max}} j(\alpha_{\text{ф}}). \quad (4.6)$$

Максимальный коэффициент волнового сопротивления фюзеляжа для  $M \leq 1,2$  определяется по формуле

$$c_{x \text{ в ф max}} = \frac{F_{\text{ф}}}{S_{\text{мф}}} \left( \frac{0,016}{\sqrt{\lambda_{\text{хв ф}}}} \right) = 0,0019 \sqrt{\lambda_{\text{хв ф}}},$$

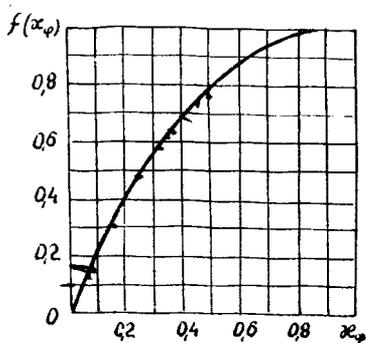


Рис. 4.3. Зависимость функции  $j(\alpha_{\text{ф}})$  от  $\alpha_{\text{ф}}$

где  $\lambda_{\text{ф}}$  — удлинение фюзеляжа;  $\lambda_{\text{хв ф}}$  — удлинение его хвостовой части.

Величину  $j(\alpha_{\text{ф}})$  снимают с графика (рис. 4.3) как функцию переменной

$$\alpha_{\text{ф}} = \frac{M - M_{* \text{ ф}}}{1,2 - M_{* \text{ ф}}}, \quad (4.7)$$

где  $M_{* \text{ ф}}$  — критическое число Маха для фюзеляжа, вычисляемое по формуле

$$M_{* \text{ ф}} = \lambda_{\text{ф}} (0,17 - 0,0076 \lambda_{\text{ф}}).$$

Для  $1,2 < M < 1,7$  значения  $c_{x \text{ в ф}}$  определяют, полагая, что  $c_{x \text{ в ф}}(M=1,7) = 0,9 c_{x \text{ в ф}}(M=1,2)$  и пользуясь линейной интерполяцией.

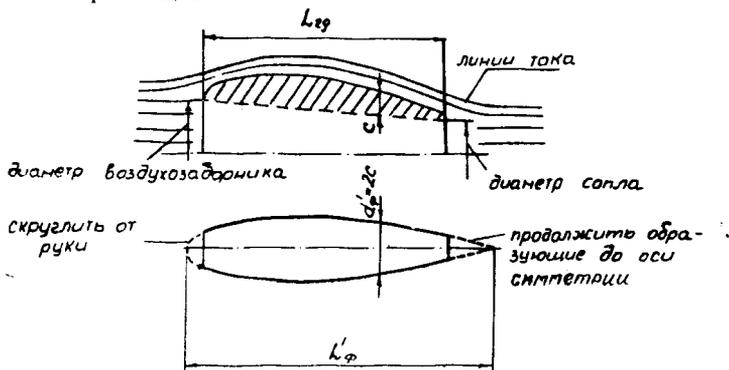


Рис. 4.4. Схема построения фиктивного тела при расчете волнового сопротивления gondoly двигателя

Коэффициент волнового сопротивления гондол двигателей рассчитывают так же, как и  $c_{xавф}$ , но для фиктивного тела вращения, схема построения которого показана на рис. 4.4.

Расчеты волнового сопротивления при нулевой подъемной силе оформляют в виде таблицы (табл. 4.1).

Таблица 4.1

Вычисляемые величины	Число Маха			
	$M_* + 0,05$	$M_* + 0,1$	...	$M_{max} + 0,1$
$c_{xa}$ во пр	График (рис. 4.2)			
$c_{xa}$ во ск	—»—			
$c_{xa}$ во кр	Формула (4.5)			
$\alpha_{\phi}$	Формула (4.7)			
$f(\alpha_{\phi})$	График (рис. 4.3)			
$c_{xa}$ в ф	Формула (4.6)			
$\alpha_{гд}$	Формула (4.7)			
$f(\alpha_{гд})$	График (рис. 4.3)			
$c_{xa}$ в гд	Формула (4.6)			
$c_{xa}$ в о	Формула (4.4)			
$c_{xa}$ о	$c_{xa о} = c_{xa о(M < M_*)} + c_{xa во}$			

Индуктивно-волновое сопротивление вычисляют по формуле

$$c_{xавi} = \Delta B c_{ya}^2.$$

Увеличение отвала полярны  $\Delta B$  рассчитывают следующим образом:

$$\Delta B = 0,5 \left[ \frac{1 - \bar{S}_{ск}}{\cos^2 \chi} \Delta B_{пр} + (1 + \bar{S}_{ск}) \Delta B_{ск} \cos \chi \right]. \quad (4.8)$$

Значения  $\Delta B_{пр}$ ,  $\Delta B_{ск}$  определяют по номограмме (рис. 4.5), причем,  $\Delta B_{пр}$  находят по действительным значениям  $M$ ,  $\bar{c}$ ,  $c_{ya}$ , а  $\Delta B_{ск}$  — по эффективным:  $M_3 = M \cos \chi$ ,  $\bar{c}_3 = \frac{\bar{c}}{\cos \chi}$ ,  $c_{ya_3} = \frac{c_{ya}}{\cos \chi}$ . Величины отвала полярны вычисляют по формуле

$$B(M, c_{ya}) = \frac{1}{\pi \lambda_3} + \Delta B(M, c_{ya}). \quad (4.9)$$

Расчеты оформляют в табличной форме (табл. 4.2).

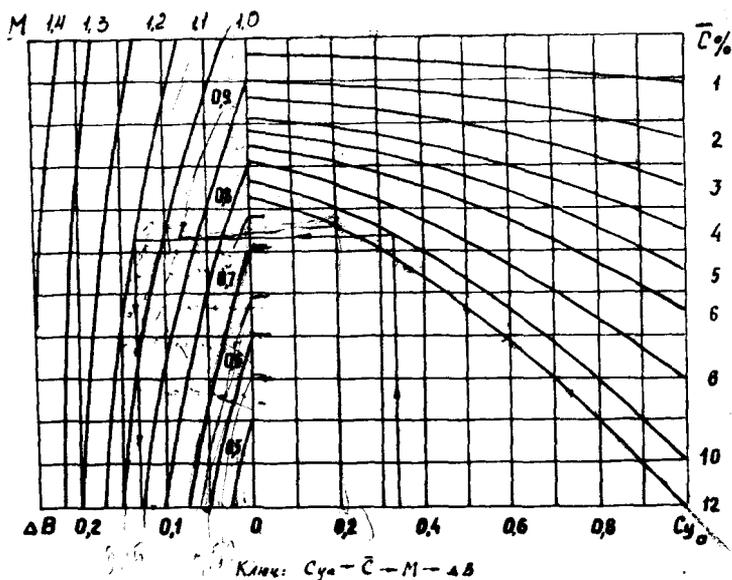


Рис. 4.5. Номограмма для определения прироста отвала поляра

Окончательные результаты расчета закритических поляр по формуле (4.3) также сводят в табл. 4.3.

Таблица 4.2  
Расчет отвала поляры при закритических числах Маха

$M$	$c_{y_0}$	$c_{y_0 \text{ э}}$	$\Delta B_{\text{пр}}$	$\Delta B_{\text{ск}}$	$\Delta B$	$B$
$M_{1.1}$	0,2		Номограмма (рис. 4.5)	Номограмма (рис. 4.5)	Формула (4.8)	Формула (4.9)
	0,3					
	0,4					
	0,5					
	0,6					
$M_{2.1}, M_{2.2}$						

Сводная таблица лобовых сопротивлений самолета

M	$c_{ya}$					
	0	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6
$M_* + 0,05$						
$M_* + 0,1$	$c_{x\alpha 0}$ из табл. 4.1	$c_{x\alpha}$ по формуле (4.3)				
...						

По данным табл. 4.3 строят сетку закритических потерь для  $M_* \leq M \leq M_{\max} + 0,1$  с интервалом 0,05 при  $M < 1$  и 0,1 при  $M > 1$  (см. прил. 4, рис. П4.1).

В заключение строят графики зависимости от числа Маха: коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъемной силе  $c_{x\alpha 0}$ , отвала полярны В и качества самолета К. Значения В и К берут при  $c_{ya} = 0,3$ .

## 5. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Изменение положения элементов механизации крыла на взлете и посадке увеличивает подъемную силу и лобовое сопротивление самолета. К росту лобового сопротивления приводят и выпуск убирающегося шасси. Кроме изменения конфигурации самолета на его аэродинамические характеристики влияет близость Земли.

### 5.1. ПОСТРОЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ

Не механизированное крыло. Кривую  $c_{ya}(\alpha)$  строят по уравнению

$$c_{ya} = c_{y\alpha}^* (\alpha - \alpha_0).$$

Линейный участок кривой до значения  $c_{ya} = c_{ya \max} - (0,1 \dots 0,15)$  проводят через две точки:  $(c_{ya} = 0, \alpha = \alpha_0)$  и  $[c_{ya} = c_{y\alpha}^* (10 - \alpha_0), \alpha = 10^\circ]$ . Верхнюю часть кривой рисуют приближенно от руки. Угол нулевой подъемной силы  $\alpha_0$  берут из характеристик выбранного профиля крыла. Производную  $c_{y\alpha}^*$  для крыла конечного размаха вычисляют по формуле

$$c_{ya}^\alpha = c_{ya\infty}^\alpha \frac{1 + (0,01 \chi^\circ)^4}{\frac{1}{\cos \chi} + \frac{2}{\lambda}}$$

где производную  $c_{ya\infty}^\alpha$  берут из характеристик профиля. Если она дана в размерности  $1/\text{рад}$ , то делают пересчет по формуле

$$c_{ya}^\alpha \left[ \frac{1}{\text{град}} \right] = \frac{1}{57,3} c_{ya}^\alpha \left[ \frac{1}{\text{рад}} \right].$$

Механизированное крыло. Эффективность механизации, расположенной на задней кромке, зависит от типа механизации; относительной хорды; угла отклонения; площади крыла, обслуживаемой механизацией.

Принимают, что при отклонении закрылков (щитков) наклон кривой  $c_{ya}(\alpha)$  такой же, как и для немеханизированного крыла. Изменяются только угол нулевой подъемной силы  $\alpha_{0 \text{ зак}} = \alpha_0 - \Delta \alpha_{0 \text{ зак}}$  ( $\alpha_0$  — угол нулевой подъемной силы немеханизированного крыла);  $c_{ya \text{ max}}$  и  $\alpha_{\text{кр}}$ .

Изменение угла нулевой подъемной силы равно

$$\Delta \alpha_{0 \text{ зак}} = \alpha_0^\delta \cdot \delta_{\text{зак}}^\delta \bar{S}_{\text{обсл зак}} \cos^2 \chi,$$

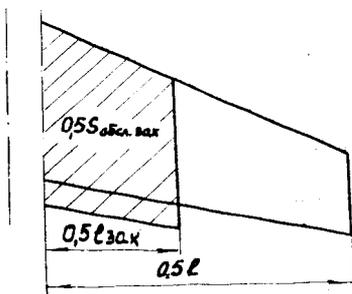


Рис. 5.1. Площадь крыла, обслуживаемая закрылком

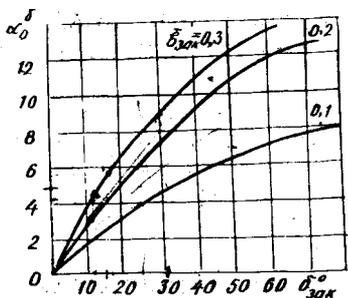


Рис. 5.2. Зависимость производной  $\alpha_0^\delta$  от угла отклонения и относительной хорды закрылка

где  $\chi$  — угол стреловидности по линии  $1/4$  хорд крыла в области закрылка. Площадь крыла, обслуживаемую закрылком  $S_{\text{обсл зак}}$ , определяют по чертежу самолета (рис. 5.1), производную  $\alpha_0^\delta$  находят по графику (рис. 5.2).

Если крыло имеет излом в области расположения закрылков, то величину  $\Delta \alpha_{0 \text{ зак}}$  определяют для каждой секции отдельно и затем алгебраически суммируют:  $\Delta \alpha_{0 \text{ зак}} = \Delta \alpha_{0 \text{ зак}1} + \Delta \alpha_{0 \text{ зак}2}$ .

Определив  $\alpha_{0 \text{ зак}}$ , отмечают эту точку на графике и проводят

через нее прямую, параллельную линейному участку зависимости  $c_{ya}(\alpha)$  немеханизированного крыла. Прирост  $c_{ya \max}$  принимают равным  $2/3$  прироста  $c_{ya}$  на линейном участке. Верхнюю часть кривой строят примерно эквидистантно аналогичному участку кривой  $c_{ya}(\alpha)$  для немеханизированного крыла. Значения  $\alpha_{кр}$  определяются этим построением.

Характеристики крыла с отклоненными закрылками строят для взлетного и посадочного режимов. Их отличие определяется различием в углах отклонения закрылков. Если в описании самолета эти углы не приведены, их принимают ориентировочно с помощью таблицы (табл. 5.1), имея в виду, что угол отклонения закрылков при взлете вдвое меньше, чем при посадке.

Таблица 5.1

Предельные значения хорды и угла отклонения закрылка

Тип механизации	Предельные значения	
	$b_{зак} = \frac{b_{зак}}{b}$	$\delta_{зак}$ , град
Простой закрылок	0,25	40
Щелевой закрылок	0,25	45
Закрылок Фаулера	0,40	40
Двухщелевой закрылок	0,40	50
Щиток	0,20	60

Для передней кромки наиболее распространенный тип механизации — предкрылок. Если предкрылок автоматический, то при  $\alpha > \alpha_d$  он прижат к основной части крыла и не изменяет характер течения линейного участка. При  $\alpha > \alpha_d$  предкрылок отходит от крыла, предотвращая отрыв потока, и  $c_{ya}$  с увеличением угла атаки продолжает возрастать до нового значения  $c_{ya \max}$  сначала по линейному, а потом по нелинейному закону. Критический угол атаки увеличивается. Для крыла бесконечного размаха  $c_{ya \max}$  при выдвинутом предкрылке равен

$$c_{ya \max \infty пр} = 0,93 [c_{y, \infty} + 27 c'_{ya}] / (1 + 20 c'_{ya}),$$

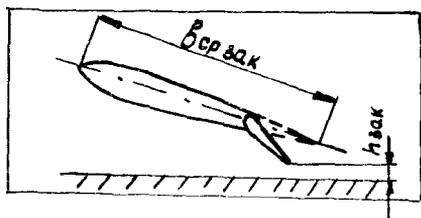
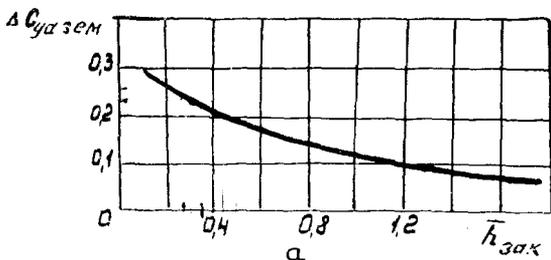
где  $c'_{ya}$  имеет размерность град<sup>-1</sup>;  $c_{ya0}$  — величина  $c_{ya}$  при  $\alpha = 0$ .

Для крыла конечного размаха прирост  $c_{ya \max}$ , обусловленный выдвиганием предкрылка, равен

$$\Delta c_{ya \max пр} = (c_{ya \max \infty пр} - c_{ya \max \infty}) \frac{S_{обсл пр}}{S} \cos^2 \chi.$$

Определенные таким образом характеристики подъемной силы механизированного крыла показывают штриховыми линиями.

Влияние близости Земли на характеристики подъемной силы механизированных крыльев сводится к увеличению  $c_{ya}$  на линейном участке и уменьшению  $c_{ya \max}$ . Величину  $c_{ya}$  принимают не зависящей от близости Земли. Значения прироста коэффициента подъемной силы  $\Delta c_{ya \text{ зем}}$  на линейном участке определяют по графику (рис. 5.3).



б

Рис. 5.3. Прирост коэффициента подъемной силы вблизи Земли: а — зависимость  $\Delta c_{ya \text{ зем}}$  от  $\bar{h}_{\text{зак}}$ , б — схема определения величины  $\bar{h}_{\text{зак}} = h_{\text{зак}}/b_{\text{ср зак}}$

Уменьшение максимального коэффициента подъемной силы оценивают формулой

$$c_{ya \text{ макс зем}} = \overset{0,98}{\bar{c}_{ya \text{ макс}}} c_{ya \text{ макс}},$$

где  $c_{ya \text{ макс}}$  — максимальный коэффициент подъемной силы вдали от Земли,  $\bar{c}_{ya \text{ макс}}$  определяют по графику (рис. 5.4).

Скорректированные таким образом зависимости  $c_{ya}(\alpha)$  принимают за окончательные и показывают сплошными линиями. Эти зависимости и определяют значения  $c_{ya \text{ макс}}$  и  $\alpha_{\text{кр}}$  самолета в условиях взлета и посадки.

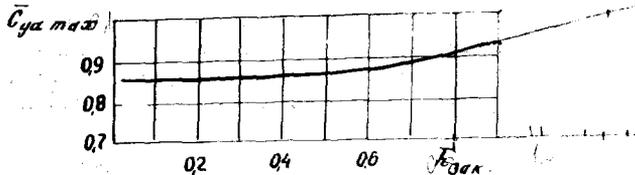


Рис. 5.4. Уменьшение  $c_{ya \max}$  вблизи Земли

## 5.2. ПОСТРОЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ И ПОСАДОЧНОЙ ПОЛЯР

Взлетную и посадочную поляры строят по уравнению

$$c_{xa \text{ в-п}} = c_{xa \text{ min в-п}} + \frac{(c_{ya} - c_{ya \text{ в-п}}^*)^2}{\pi \lambda_{\text{зем}}}$$

где  $c_{ya \text{ в-п}}^* = c_{ya}^* + 0,5 \Delta c_{ya \text{ л}}$ ,  $\Delta c_{ya \text{ л}}$  — прирост  $c_{ya}$  на линейном участке зависимости  $c_{ya}$  ( $\alpha$ ) с учетом Земли.

Величину минимального коэффициента лобового сопротивления на режимах взлета и посадки вычисляют по формуле

$$c_{xa \text{ min в-п}} = c_{xa \text{ min}} + c_{xa \text{ ш}} + \Delta c_{xa \text{ зак}} \bar{S}_{\text{обсл зак}}$$

Здесь  $c_{xa \text{ min}}$  — минимальный коэффициент лобового сопротивления самолета для крейсерского режима полета. Коэффициент лобового сопротивления шасси с передней стойкой принимают равным

$$c_{xa \text{ ш}} = 1,5 \frac{\sum S_{\text{пн}}}{S}$$

( $\sum S_{\text{пн}}$  — площадь лобового сечения всех колес), а в случае велосипедного шасси определяют по формуле

$$c_{xa \text{ ш}} = \frac{1,5 \sum S_{\text{п ст}} + 0,75 \sum S_{\text{осн}}}{S}$$

где  $S_{\text{п ст}}$  — площадь пневматика стоек,  $S_{\text{осн}}$  — площадь пневматика основного шасси. Величину дополнительного сопротивления от отклоненных закрылков, расположенных по всему размаху крыла,  $\Delta c_{xa \text{ зак}}$  определяют по графику (рис. 5.5). Сопротивлением предкрылков в первом приближении пренебрегают.

Эффективное удлинение крыла вблизи Земли определяют по формуле

$$\lambda_{\text{зем}} = -\frac{\lambda_3}{2,23} \left( \frac{\pi}{8h} + 2 \right),$$

где  $\bar{h} = h/l$  — отношение расстояния 1/4 средней хорды до Земли к размаху крыла. Зависимости  $c_{ya}(\alpha)$ ,  $c_{xa}(c_{ya})$  для докритического режима полета, взлета и посадки строят на общем графике. Примерный вид этих кривых и некоторые принципы их построения показаны на рис. П5.1 и П5.2.

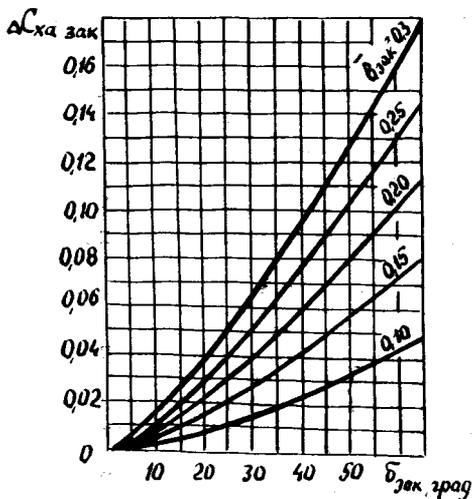


Рис. 5.5. Увеличение сопротивления при отклонении закрылка

## 6. ПОДБОР ВОЗДУШНОГО ВИНТА

Исходные данные: крейсерская скорость  $V_{кр}$  и высота полета  $H_{кр}$ , мощность одного двигателя на крейсерском режиме  $N_{ко}$ . Если в описании самолета указана не крейсерская мощность, а статическая (при  $V = 0$ ) номинальная мощность у Земли  $N_{ном 0}$ , то по типовой характеристике двигателя (рис. 6.1 и 6.2) определяют номинальную крейсерскую мощность  $N_{ном кр} = f(V_{кр}, H_{кр})$  и принимают

$$N_{кр} = 0,85 N_{ном кр}$$

В случае, когда известна взлетная мощность  $N_{взл}$ ,  $N_{ном 0} = 0,85 N_{взл}$ . Максимальный конструктивно допустимый диаметр винта  $D_{тах}$  определяют таким образом: конец лопасти при разбеге самолета должен отстоять от Земли не менее, чем на 200 мм; такое же расстояние следует выдержать от конца лопасти до фюзеляжа и соседнего винта.

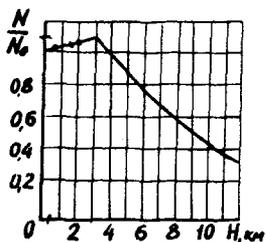


Рис. 6.1. Типовая характеристика поршневого двигателя

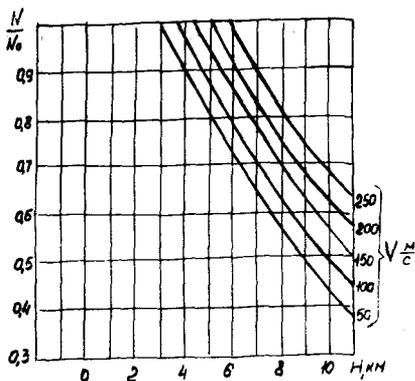


Рис. 6.2. Типовая характеристика ТВД

Подбор винта проводят в два этапа. На первом этапе задают 3 или 4 значения стандартных диаметров винта от  $D_{\max}$  и менее и чисел оборотов. Стандартные значения диаметров представлены в табл. П6.1. Для ТВД принимают  $n_c = 12 \dots 20$  об/с, для ПД —  $18 \dots 30$  об/с (табл. П6.2).

Для каждой пары  $D - n_c$  вычисляют относительную поступь

$$\lambda = \frac{V_{\text{кр}}}{D n_c} \quad (6.1)$$

и коэффициент мощности

$$\beta = \frac{N_{\text{кр}}}{\rho n_c^3 D^5} \quad (6.2)$$

Для каждой пары  $\lambda - \beta$ , пользуясь серийными характеристиками воздушных винтов (рис. П6.1—П6.5), определяют коэффициенты полезного действия. Серии, для которых  $\eta < 0,8$ , в расчетной таблице не регистрируются. Кроме того, учитывают только те пары  $D - n_c$ , для которых конечное число Маха меньше 1,2:

$$M_R = M \sqrt{1 + (\pi/\lambda)^2} < 1,2. \quad (6.3)$$

Наибольший  $\eta$  определяет серию воздушного винта, число оборотов  $n_c$  и предварительное значение диаметра  $D'$ . Расчет ведут в табличной форме (табл. 6.1).

Таблица 6.1

## Расчет КПД воздушного винта по первому этапу

 $(V_{кр}, \text{ м/с}; H_{кр}, \text{ м}; N_{кр}, \text{ кВт}; \rho_H, \text{ кг/м}^3; M_\infty)$ 

Расчетные величины	$D_{\max}, \text{ м}$			$(D_{\max} - \Delta D_1), \text{ м}$			$(D_{\max} - \Delta D_2), \text{ м}$			Формулы и графики
	$n_{c1}, \text{ об/с}$	$n_{c2}, \text{ об/с}$	$n_{c3}, \text{ об/с}$	$n_{c1}, \text{ об/с}$	$n_{c2}, \text{ об/с}$	$n_{c3}, \text{ об/с}$	$n_{c1}, \text{ об/с}$	$n_{c2}, \text{ об/с}$	$n_{c3}, \text{ об/с}$	
$\lambda$										Формула (6.1)
$\beta$										Формула (6.2)
$M_R$										Формула (6.3)
Серия 1										По серийным характеристикам (рис. Пб.1—Пб.5) или РДК-15000
Серия 2										
Серия 3										

На втором этапе уточняют значение диаметра винта и определяют расчетный КПД по методу ЦАГИ, учитывая влияние сжимаемости воздуха и гондол двигателя (или фюзеляжа).

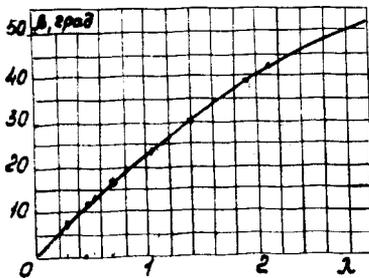


Рис. 6.3. Зависимость угла притекания струй от поступи

Исходные данные: те же, что и для первого этапа, а также выбранные на основании этого этапа число оборотов, серия винта и указанное в серийной характеристике отношение модельного эквивалентного диаметра гондолы к диаметру модельного винта  $(d_s/D)_0$ .

Вычисление расчетного КПД ведут для предварительно выбранного диаметра винта  $D'$  и двух ближайших стандартных значений:  $D' + \Delta D_1$ ,  $D' - \Delta D_2$ .

Поправку на сжимаемость  $K_m$  определяют следующим образом: как и на первом этапе, вычисляют относительные поступи  $\lambda$ , коэффициенты мощности  $\beta$  и концевые числа Маха  $M_R$ . Затем для каждой пары  $\lambda - \beta$ , удовлетворяющей условию  $M_R < 1,2$ , по серийной характеристике находят угол установки лопасти в нулевом приближении  $\varphi^0$ . Для того же характерного

сечения ( $r=0,7R$ ,  $R$  — радиус винта) вычисляют угол притекания струй (рис. 6.3)

$$\beta^\circ = \operatorname{arctg} \frac{\lambda}{0,7\pi} \quad (6.4)$$

и геометрический угол атаки в нулевом приближении

$$\alpha_{r0}^\circ = \varphi_0^\circ - \beta^\circ. \quad (6.5)$$

По диаграмме  $k_\beta(M_R, \alpha_{r0}^\circ)$  (рис. 6.4) определяют коэффициент  $k_\beta$ , учитывающий увеличение потребляемой винтом мощности вследствие влияния сжимаемости воздуха. Затем вычис-

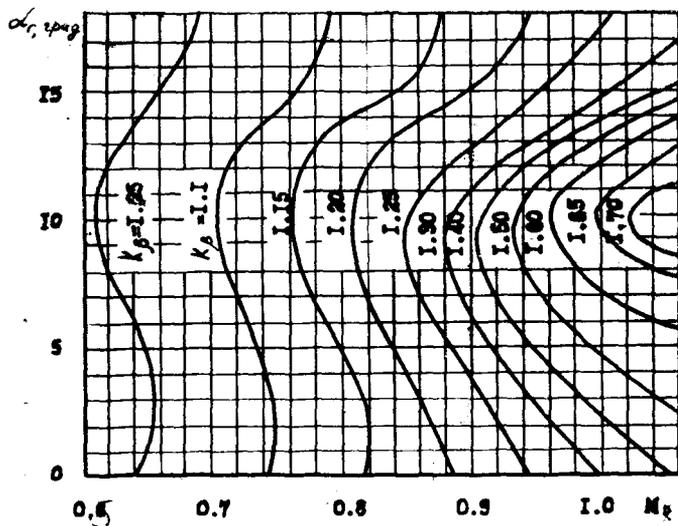


Рис. 6.4. Зависимость коэффициента  $k_\beta$  от концевго числа Маха и геометрического угла атаки лопасти

ляют коэффициент мощности  $\beta'$ , соответствующий отсутствию влияния сжимаемости и, следовательно, меньшей мощности:

$$\beta' = \beta/k_\beta. \quad (6.6)$$

Для каждой пары  $\lambda$ — $\beta'$  с серийной характеристики винта снимают значения угла установки лопасти в первом приближении  $\varphi_1^\circ$  и находят геометрический угол атаки в первом приближении

$$\alpha_{r1}^\circ = \varphi_1^\circ - \beta^\circ. \quad (6.7)$$

В соответствии с методом ЦАГИ расчет повторяют до совпадения двух очередных приближений:  $\varphi_{n-1}^\circ \approx \varphi_n^\circ$ . Практика расчетов показывает, что можно ограничиться первым приближением и считать, что соответствующие ему величины являются расчетными:

$$\beta' = \beta_p, \quad \alpha_{r1}^\circ = \alpha_{rp}^\circ; \quad \varphi_1^\circ = \varphi_p^\circ.$$

Теперь с графика  $K_{\tau, m}(\alpha_r^\circ, M_R)$  (рис. 6.5) снимают величину поправки на сжимаемость для рассчитанных значений  $\alpha_{rp}^\circ$  и  $M_R$ .

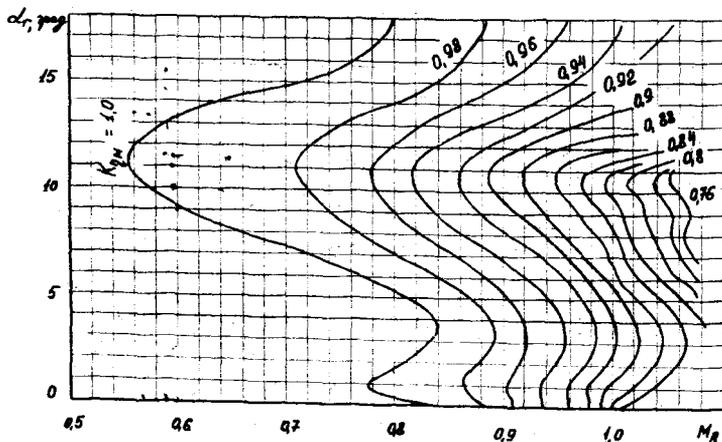


Рис. 6.5. Поправка, учитывающая влияние сжимаемости воздуха на КПД винта

Поправку на влияние гондолы двигателя (фюзеляжа)  $K_{\tau, \phi}$  вычисляют по формуле

$$K_{\tau, \phi} = 0,985 \frac{k_{\phi}}{k_{\phi 0}}, \quad (6.8)$$

где коэффициенты  $k_{\phi} = f\left(\frac{d_3}{D}\right)$  и  $k_{\phi 0} = f\left(\frac{d_3}{D}\right)_0$  определяют по графику (рис. 6.6).

Расчетный КПД винта находят по формуле

$$\eta_{\text{расч}} = \eta K_{\tau, m} K_{\tau, \phi},$$

где  $\eta$  берут по серийной характеристике для каждой пары  $\lambda - \beta_p$ .

Наибольшее значение  $\eta_{\text{расч}}$  определит окончательное значение диаметра винта и располагаемую мощность на крейсерском режиме полета:  $N_{\text{расч}} = N_{\text{кр}} \eta_{\text{расч}}$ . Если  $\eta_{\text{расч}} \text{ max}$  соответствует

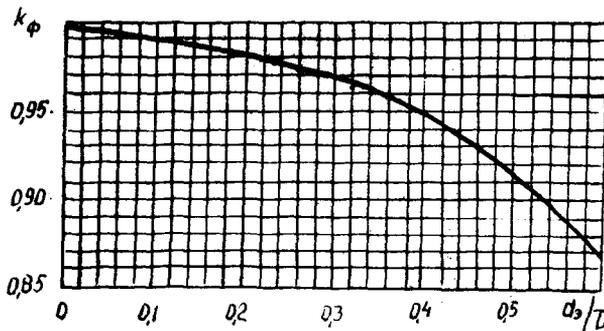


Рис. 6.6. Зависимость коэффициента  $k_{\phi}$  от относительного диаметра тела за винтом

наименьшему из трех рассматриваемых диаметров, следует определить  $\eta_{расч}$  для винта еще меньшего стандартного диаметра и т. д. Расчет ведут в табличной форме (табл. 6.2).

Таблица 6.2

Уточнение диаметра винта и определение расчетного КПД

( $H_{кр}$ , м;  $V_{кр}$ , м/с;  $\rho_H$ , кг/м<sup>3</sup>;  $N_{кр}$ , кВт;  $n_c$ , об/с; Серия №;  $k_{\phi 0}$ )

Расчетные величины	Численные значения расчетных величин		
	$(D' + \Delta D_1)$ , м	$D'$ , м	$(D' - \Delta D_2)$ , м
$M_R$	Формула (6.3)		
$\lambda$	Формула (6.1)		
$\beta$	Формула (6.2)		
$\varphi_0^\circ(\lambda, \beta)$	По серийной характеристике (рис.П6.1...П6.5)		
$\beta^\circ$	Формула (6.4) или график (рис. 6.3)		
$\alpha^\circ_{г0}$	Формула (6.5)		
$k_{\beta}(\alpha^\circ_{г0}, M_R)$	График (рис. 6.4)		
$\beta_p$	Формула (6.6)		
$\varphi_p^\circ(\lambda, \beta_p)$	По серийной характеристике (рис.П6.1...П6.5)		
$\eta(\lambda, \beta_p)$			
$\alpha^\circ_{гр}$	Формула (6.7)		
$K_{\tau, м}(\alpha^\circ_{гр}, M_R)$	График (рис. 6.5)		
$k_{\phi}$	График (рис. 6.6)		
$k_{\tau, \phi}$	Формула (6.8)		
$\eta_{расч}$	Формула (6.9)		

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др.; Под ред. С. М. Егера. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.
2. Справочник авиаконструктора: Т. I. Аэродинамика самолета // Ред. А. К. Мартынов. М.: ЦАГИ, 1937. 512 с.
3. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов. М.: Машиностроение, 1983. 648 с.
4. Турапин В. М., Салмин В. В. Летные характеристики, продольная устойчивость и управляемость самолета: Учеб. пособие / Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1982. 80 с.
5. Построение взлетно-посадочных поляр и характеристик подъемной силы: Метод. указания к курсовой работе / Сост. Г. В. Филиппов; Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1981. 18 с.
6. Методические указания к практическим занятиям по аэродинамике: Ч. 2 / Сост. Г. В. Филиппов, В. Г. Шахов; Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1977. 84 с.
7. Аэродинамические профили: Метод. указания / Сост. В. Г. Шахов; Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1983. 26 с.

**САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА**

**КАФЕДРА АЭРОДИНАМИКИ**

**РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ  
ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА ТУ-154**

Курсовая работа студента  
группы 134 Иванова Н. П.  
Руководитель—доцент Петров С. К.

Таблица П2.1

Координаты профиля  $GA(W) - 1, \%$

$\bar{x}$	$\bar{y}_в$	$\bar{y}_н$	$\bar{x}$	$\bar{y}_в$	$\bar{y}_н$
0,0	0,00	0,00	30,0	10,16	-6,45
0,5	2,04	-1,38	40,0	10,49	-6,49
1,25	3,07	-2,05	50,0	10,26	-6,10
2,5	4,17	-2,69	60,0	9,37	-5,08
5,0	5,59	-3,58	70,0	7,63	-3,40
7,5	6,55	-4,21	80,0	5,29	-1,60
10,0	7,30	-4,70	90,0	2,64	-0,33
15,0	8,40	-5,43	95,0	1,29	-0,26
20,0	9,20	-5,93	97,5	0,61	-0,40
25,0	9,77	-6,27	100,0	0,07	-0,80

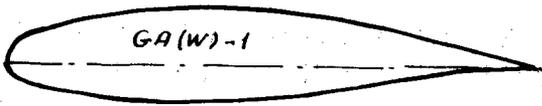


Рис. П2.1. Геометрия профиля  $GA(W) - 1$

Таблица П2.2

Аэродинамические характеристики профиля  $GA(W) - 1$

$M$	$\alpha_0, \text{град}$	$c'_{\text{max}}, \text{1/рад}$	$c_{m0}$	$\bar{x}_F$
0,1...0,28	-4	5,73	-0,01	0,29

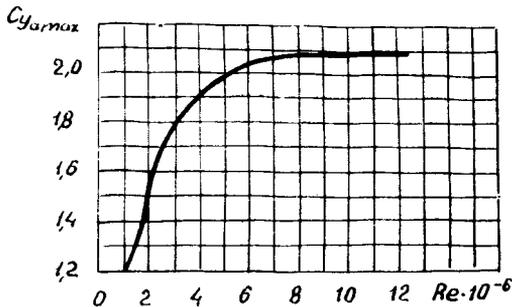
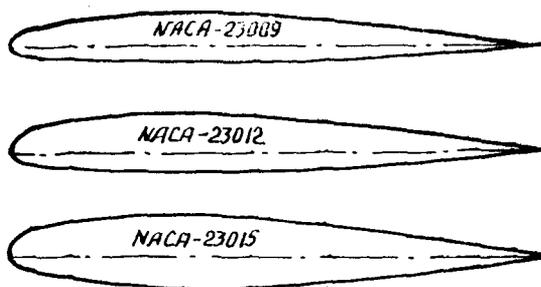


Рис. П2.2. Зависимость максимального коэффициента подъемной силы профиля  $GA(W) - 1$  от числа Рейнольдса

Таблица П2.3

Координаты профилей серии *NACA-23*, %

$\bar{x}$	<i>NACA-23009</i>		<i>NACA-23012</i>		<i>NACA-23015</i>	
	$\bar{y}_B$	$\bar{y}_H$	$\bar{y}_B$	$\bar{y}_H$	$\bar{y}_B$	$\bar{y}_H$
0,0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
1,25	2,04	-0,91	2,67	-1,23	3,34	-1,54
2,5	2,83	-1,19	3,61	-1,71	4,44	-2,25
5,0	3,93	-1,44	4,91	-2,26	5,89	-3,04
7,5	4,70	-1,63	5,80	-2,61	6,90	-3,61
10,0	5,25	-1,79	6,43	-2,92	7,64	-4,09
15,0	5,85	-2,17	7,19	-3,50	8,52	-4,84
20,0	6,05	-2,55	7,50	-3,97	8,92	-5,41
25,0	6,11	-2,80	7,60	-4,28	9,08	-5,78
30,0	6,05	-2,96	7,55	-4,46	9,05	-5,96
40,0	5,69	-3,03	7,14	-4,48	8,59	-5,92
50,0	5,09	-2,86	6,41	-4,17	7,74	-5,50
60,0	4,32	-2,53	5,47	-3,67	6,61	-4,81
70,0	3,42	-2,08	4,36	-3,00	5,25	-3,91
80,0	2,41	-1,51	3,08	-2,16	3,73	-2,83
90,0	1,31	-0,86	1,68	-1,23	2,04	-1,59
95,0	0,72	-0,50	0,92	-0,70	1,12	-0,90
100,0	0,10	-0,10	0,13	-0,13	0,16	-0,16

Рис. П2.3. Геометрия профилей серии *NACA-23*

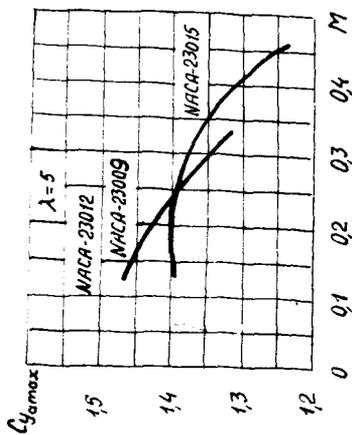


Рис. П2.4. Зависимость максимального коэффициента подъемной силы прямоугольного крыла с удлиненным  $\lambda=5$  и профилем серии НАСА-23 от числа Маха

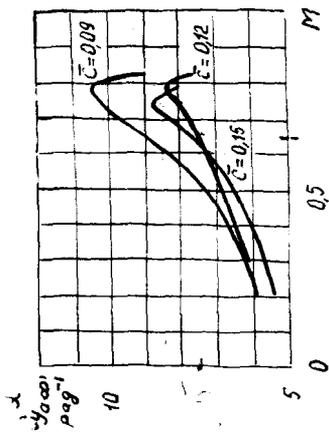


Рис. П2.5. Зависимость производной коэффициента подъемной силы по углу атаки профиля серии НАСА-23 от числа Маха

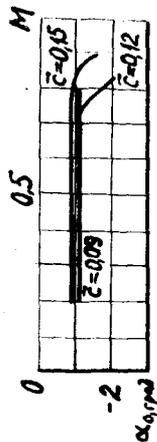


Рис. П2.6. Зависимость угла атаки нулевой подъемной силы профилей серии НАСА-23 от числа Маха

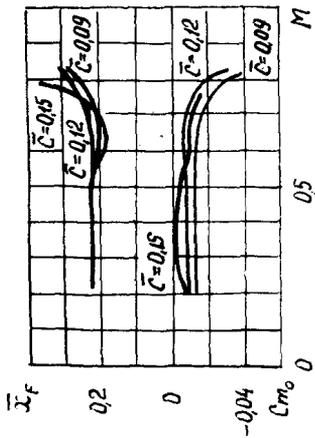
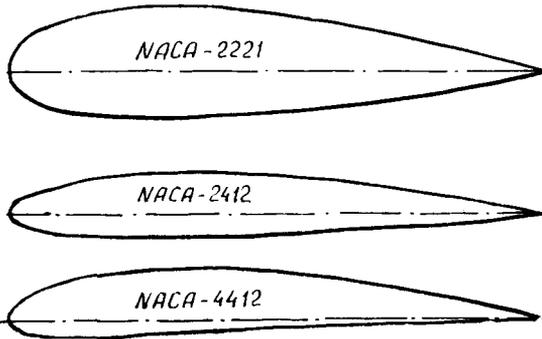


Рис. П2.7. Зависимость относительной координаты фокуса и коэффициента продольного момента при нулевой подъемной силе профилей серии НАСА-23 от числа Маха

Таблица П2.4

Координаты профилей *NACA* серий 2221, 2412 и 4412, %

$\bar{x}$	<i>NACA</i> -2221		<i>NACA</i> -2412		<i>NACA</i> -4412	
	$\bar{y}_B$	$\bar{y}_H$	$\bar{y}_B$	$\bar{y}_H$	$\bar{y}_B$	$\bar{y}_H$
0,0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
0,5	3,11	-1,40	—	—	—	—
1,25	4,40	-2,50	2,15	-1,65	2,44	-1,43
2,5	5,75	-3,55	2,99	-2,27	3,39	-1,95
5,0	7,62	-4,90	4,13	-3,01	4,73	-2,49
7,5	9,00	-5,80	4,96	-3,46	5,76	-2,74
10,0	9,92	-6,50	5,63	-3,75	6,59	-2,86
15,0	11,22	-7,46	6,61	-4,10	7,89	-2,88
20,0	12,00	-8,04	7,26	-4,23	8,80	-2,74
25,0	12,45	-8,34	7,67	-4,22	9,41	-2,50
30,0	12,47	-8,53	7,88	-4,12	9,76	-2,26
40,0	12,60	-8,22	7,80	-3,80	9,80	-1,80
50,0	10,98	-7,52	7,24	-3,34	9,19	-1,40
60,0	9,50	-6,49	6,36	-2,76	8,14	-1,00
70,0	7,62	-5,22	5,18	-2,14	6,69	-0,65
80,0	5,45	-3,70	3,75	-1,50	4,89	-0,39
90,0	3,02	-2,00	2,08	-0,82	2,71	-0,22
95,0	1,62	-1,15	1,14	-0,48	1,47	-0,16
100,0	0,22	-0,22	0,13	-0,13	0,13	-0,13

Рис. П2.8. Геометрия профилей *NACA*-2221, *NACA*-2412 и *NACA*-4412

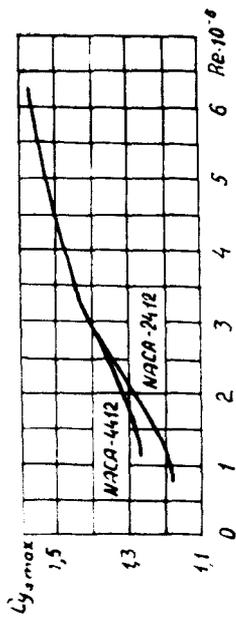


Рис. П2.10. Зависимость максимального коэффициента подъемной силы прямоугольного крыла с удлинением  $\lambda = 5$  от числа Маха  $M = 0,149, 0,153$  и профилейми  $NACA-2412$  и  $NACA-4412$  от числа Рейнольдса

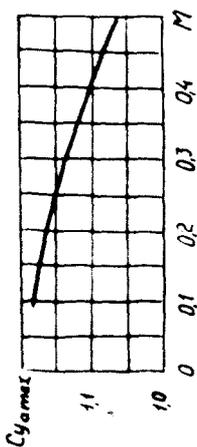


Рис. П2.9. Зависимость коэффициента максимальной подъемной силы прямоугольного крыла с удлинением  $\lambda = 5$  и профилем  $NACA-2221$  от числа Маха

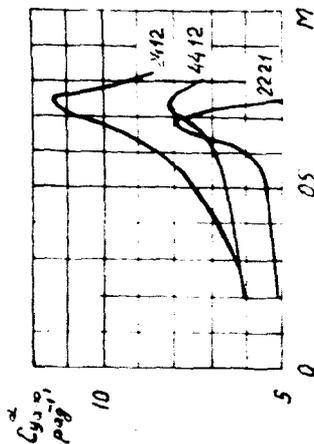


Рис. П2.11. Зависимость продольной коэффициента подъемной силы по углу атаки профилей  $NACA-2221$ ,  $NACA-2412$  и  $NACA-4412$  от числа Маха

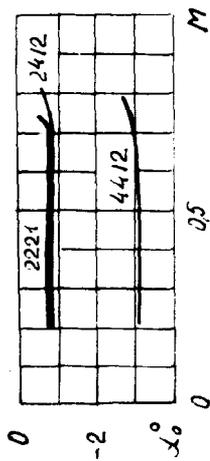


Рис. П2.12. Зависимость угла атаки нулевой подъемной силы профилей  $NACA$  от числа Маха

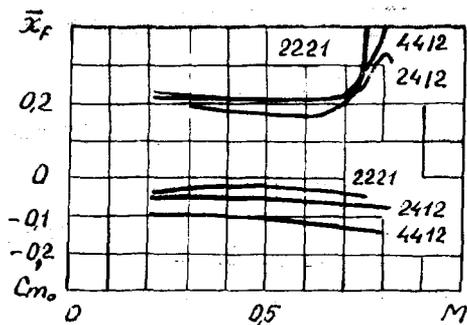


Рис. П2.13. Зависимость относительной координаты фокуса и коэффициента продольного момента при нулевой подъемной силе профилей *NACA* от числа Маха

Таблица П2.5

Координаты профилей серии *NACA-00*, %

$\bar{x}$	<i>NACA-0006</i>	<i>NACA-0009</i>	<i>NACA-0012</i>
	$\bar{y}$	$\bar{y}$	$\bar{y}$
0,0	0,0	0,00	0,00
1,25	0,95	1,42	1,89
2,5	1,31	1,97	2,62
5,0	1,78	2,67	3,56
7,5	2,10	3,15	4,20
10,0	2,31	3,51	4,68
15,0	2,67	4,01	5,35
20,0	2,87	4,31	5,74
25,0	2,97	4,46	5,91
30,0	3,00	4,50	6,00
40,0	2,90	4,35	5,80
50,0	2,65	3,97	5,29
60,0	2,28	3,42	4,56
70,0	1,83	2,75	3,66
80,0	1,31	1,97	2,62
90,0	0,72	1,09	1,45
95,0	0,40	0,61	0,81
100,0	0,06	0,10	0,13

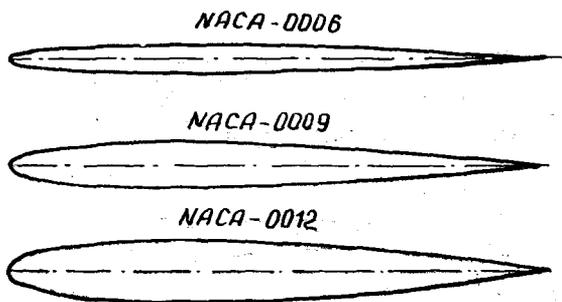


Рис. П2.14. Геометрия профилей серии NACA-00

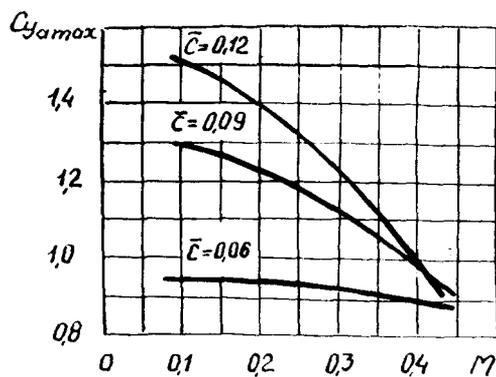


Рис. П2.15. Зависимость максимального коэффициента подъемной силы прямоугольного крыла с удлинением  $\lambda = 5$  и профилями серии NACA-00 от числа Маха

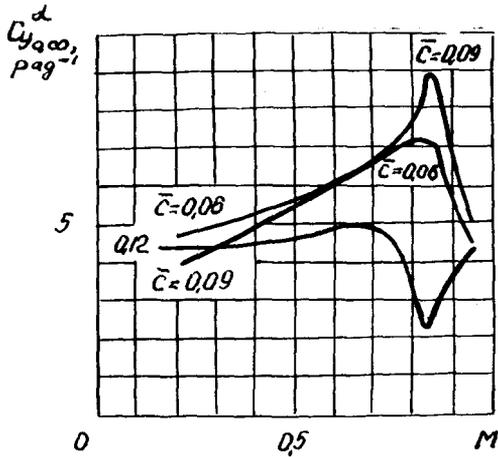


Рис. П2.16. Зависимость производной коэффициента подъемной силы по углу атаки профилей серии *NACA-00* от числа Маха

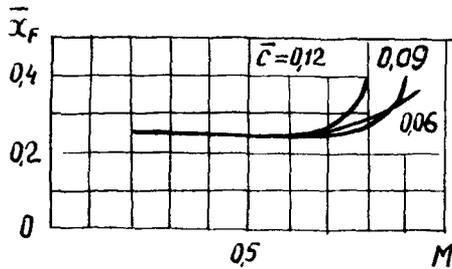


Рис. П2.17. Зависимость относительной координаты фокуса профилей серии *NACA-00* от числа Маха

Таблица 1129

## Координаты профилей серии Clark, %

	Clark УН-12		Clark УН-15	
	$x_a$	$y_a$	$x_b$	$y_b$
0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
1,25	2,09	1,51	2,61	-1,89
2,50	3,10	1,99	3,87	-2,19
5,0	4,58	2,51	5,73	-3,14
7,5	5,62	2,81	7,03	-3,51
10,0	6,2	3,03	8,03	-3,78
15,0	7,57	3,24	9,46	-4,06
20,0	8,33	3,24	10,11	-4,06
25,0	8,73	3,20	...	...
30,0	8,86	3,14	11,06	-3,94
40,0	8,65	2,99	10,80	-3,75
50,0	7,93	2,84	9,90	-3,55
60,0	6,73	2,69	8,40	-3,36
70,0	5,08	2,42	6,20	-3,03
80,0	3,38	1,98	4,23	-2,18
90,0	1,72	1,21	2,15	-1,52
95,0	0,90	0,69	1,12	-0,85
100,0	0,07	0,07	0,09	-0,09

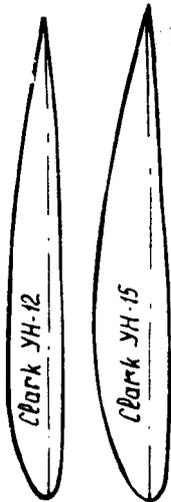
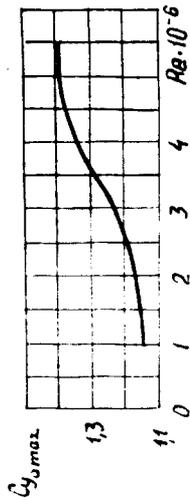


Рис. П.2.18. Геометрия профилей серии Clark УА

Рис. П.2.19. Зависимость максимального коэффициента подъемной силы прямоугольного крыла с удлинением  $k = 5$  и профилем Clark УН-12 от числа Рейнольдса при этих же Маха  
Число 0,156 0,175

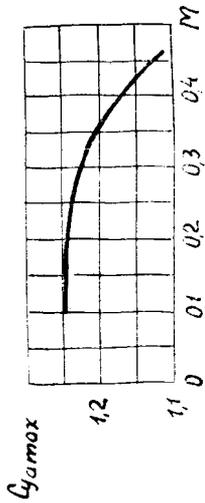


Рис. П2.20. Зависимость максимального коэффициента подъемной силы прямоугольного крыла с удлинением  $\lambda=5$  и профилем Clark-YH-15 от числа Маха

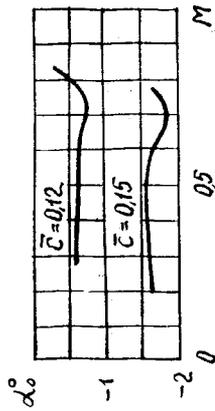


Рис. П2.22. Зависимость угла атаки нулевой подъемной силы профилей серии Clark YH от числа Маха

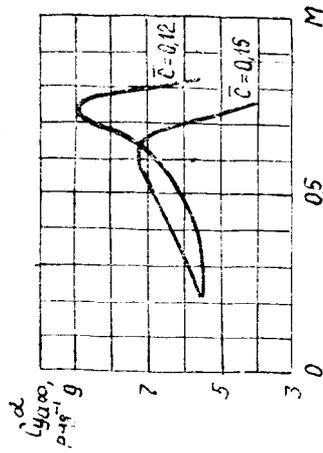


Рис. П2.21. Зависимость производной коэффициента подъемной силы по углу атаки профилей серии Clark YH от числа Маха

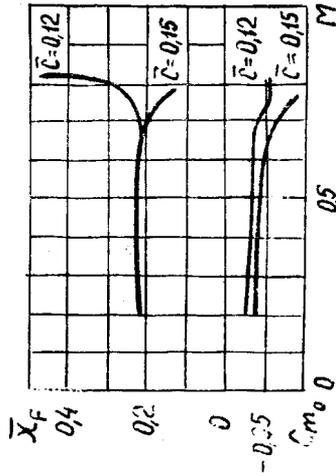


Рис. П2.23. Зависимость относительной координаты фокуса и коэффициента продольного момента при нулевой подъемной силе профилей серии Clark YH от числа Маха

Т а б л и ц а П 2.7

Координаты суперкритических профилей серии С, %

$\bar{x}$	С-820309		С-790212		С-770315	
	$\bar{y}_B$	$\bar{y}_H$	$\bar{y}_B$	$\bar{y}_H$	$\bar{y}_B$	$\bar{y}_H$
0,0	0,16	0,16	1,67	1,67	0,00	0,80
0,5	1,11	-0,82	2,40	0,35	1,48	-1,33
1,25	1,57	-1,32	3,48	-0,36	2,24	-2,00
2,5	2,08	-1,74	4,09	-1,13	3,12	-2,78
5,0	2,70	-2,34	4,87	-2,16	4,36	-3,82
7,5	3,09	-3,01	5,34	-2,86	5,30	-4,49
10,0	3,37	-3,31	5,69	-3,37	6,04	-4,95
15,0	3,81	-3,69	6,20	-4,07	7,03	-5,54
20,0	4,13	-3,93	6,56	-4,51	7,62	-5,86
25,0	4,37	-4,06	6,81	-4,80	8,06	-5,98
30,0	4,55	-4,10	6,98	-4,98	8,39	-5,99
40,0	4,77	-4,02	7,12	-5,05	8,80	-5,41
50,0	4,84	-3,64	7,02	-4,74	8,93	-4,19
60,0	4,80	-2,39	6,66	-3,94	8,80	-2,39
70,0	4,62	-0,53	5,77	-2,52	8,35	-0,29
80,0	4,31	1,36	4,14	-0,76	7,27	1,73
90,0	3,64	2,29	2,24	0,31	5,42	2,68
95,0	2,93	2,11	1,50	0,43	4,07	2,52
97,5	2,45	1,79	1,23	0,42	3,14	2,28
100,0	1,77	1,18	0,61	0,35	1,99	1,90

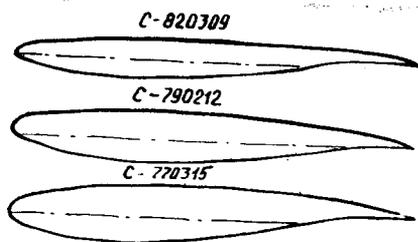


Рис. П2.24. Геометрия суперкритических профилей серии С

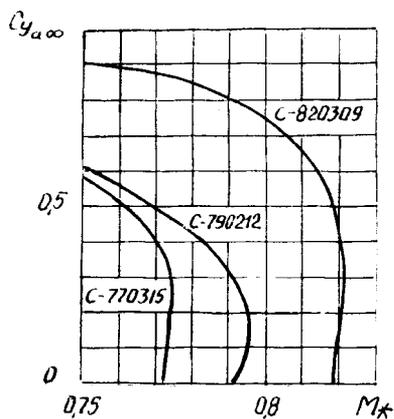


Рис. П2.25. Зависимость критического числа Маха суперкритических профилей серии С от коэффициента подъемной силы

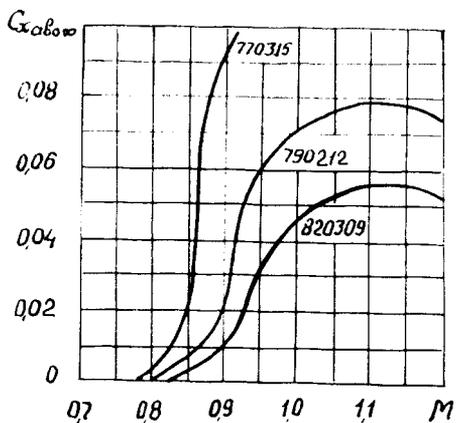


Рис. П2.26. Зависимость коэффициента волнового сопротивления суперкритических профилей серии С при нулевой подъемной силе от числа Маха

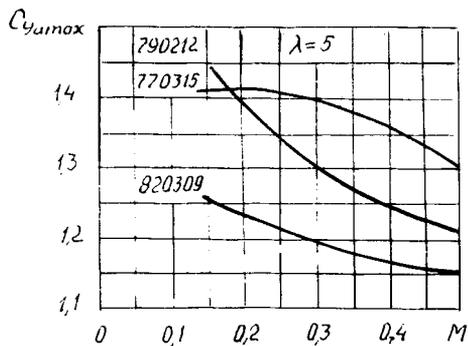


Рис. П2.27. Зависимость максимального коэффициента подъемной силы прямоугольного крыла с удлинением  $\lambda=5$  и суперкритическими профилями серии С от числа Маха

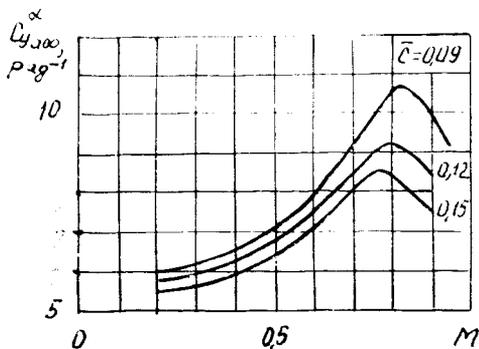


Рис. П2.28. Зависимость производной коэффициента подъемной силы по углу атаки суперкритических профилей серии С от числа Маха

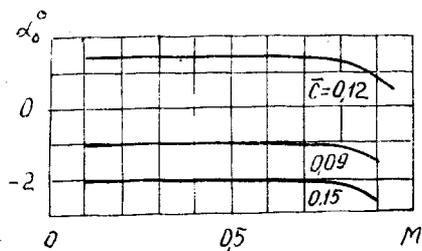


Рис. П2.29. Зависимость угла атаки нулевой подъемной силы суперкритических профилей серии С от числа Маха

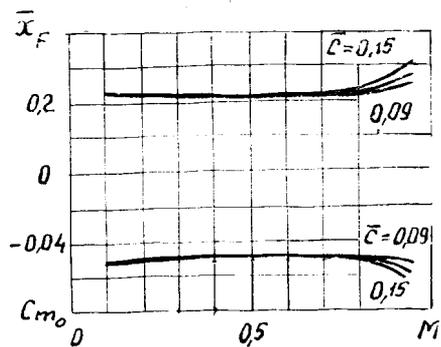


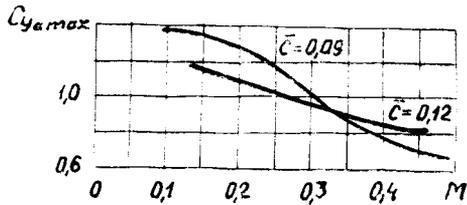
Рис. П2.30. Зависимость относительной координаты фокуса и коэффициента продольного момента при нулевой подъемной силе суперкритических профилей серии С от числа Маха

Координаты профилей КАГД-0009 и КАГД-0012, %

$\bar{x}$	КАГД-0009	КАГД-0012	$\bar{x}$	КАГД-0009	КАГД-0012
	$\bar{y}$	$\bar{y}$		$\bar{y}$	$\bar{y}$
0	0,00	0,00	40,0	4,45	5,93
1,25	1,34	1,79	50,0	4,44	5,91
2,5	1,80	2,41	60,0	4,19	5,58
5,0	2,39	3,19	70,0	3,65	4,87
7,5	2,78	3,70	80,0	2,82	3,76
10,0	3,07	4,10	90,0	1,65	2,19
15,0	3,52	4,69	95,0	0,92	1,22
20,0	3,83	5,10	100,0	0,09	0,12
30,0	4,25	5,66			



Рис. П2.31. Геометрия профилей серии КАГД 00

Рис. П2.32. Зависимость максимального коэффициента подъемной силы прямоугольного крыла с удлиненным  $\lambda=5$  и профилями серии КАГД-00 от числа Маха

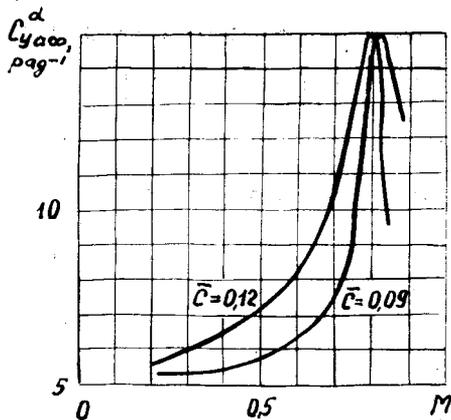


Рис. П2.33. Зависимость производной коэффициента подъемной силы по углу атаки профилей серии КАГД-00 от числа Маха

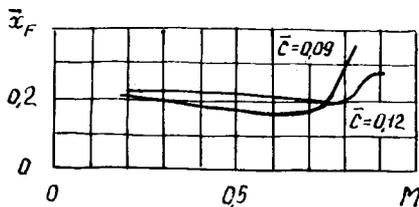


Рис. П2.34. Зависимость относительной координаты фокуса профилей серии КАГД-00 от числа Маха

Таблица П2.9

## Координаты профилей серии КАГД-50, %

$\bar{x}$	КАГД-5009		КАГД-5012		КАГД-5015	
	$\bar{y}_B$	$\bar{y}_H$	$\bar{y}_B$	$\bar{y}_H$	$\bar{y}_B$	$\bar{y}_H$
0,0	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35
1,25	2,00	-1,05	2,55	-1,52	3,10	-1,98
2,5	2,50	-1,35	3,22	-1,91	3,94	-2,48
5,0	3,35	-1,81	4,36	-2,52	5,36	-3,24
7,5	3,97	-2,03	5,19	-2,81	6,40	-3,60
10,0	4,43	-2,25	5,80	-3,10	7,17	-3,96
15,0	5,15	-2,45	6,77	-3,37	8,39	-4,28
20,0	5,68	-2,51	7,48	-3,44	9,28	-4,37
25,0	6,07	-2,53	8,01	-3,46	9,94	-4,39
30,0	6,33	-2,52	8,36	-3,44	10,39	-4,36
40,0	6,61	-2,39	8,74	-3,26	10,88	-4,12
50,0	6,50	-2,15	8,61	-2,92	10,72	-3,70
60,0	5,89	-1,85	7,81	-2,51	9,72	-3,18
70,0	4,92	-1,52	6,53	-2,06	8,13	-2,60
80,0	3,56	-1,14	4,72	-1,54	5,89	-1,95
90,0	1,87	-0,69	2,48	-0,93	3,09	-1,17
95,0	0,92	-0,41	1,17	-0,55	1,52	0,69
100,0	0,00	-0,00	0,00	-0,00	0,00	-0,00

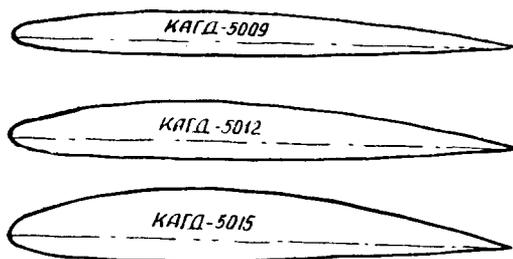


Рис. П2.35. Геометрия профилей серии КАГД-50

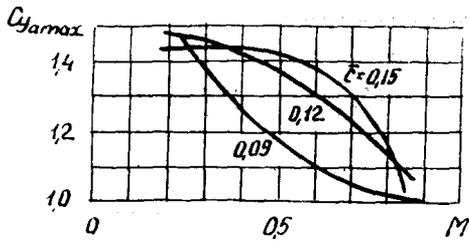


Рис. П2.36. Зависимость максимального коэффициента подъемной силы прямоугольного крыла с удлинением  $\lambda=5$  и профилями серии КАГД-50 от числа Маха

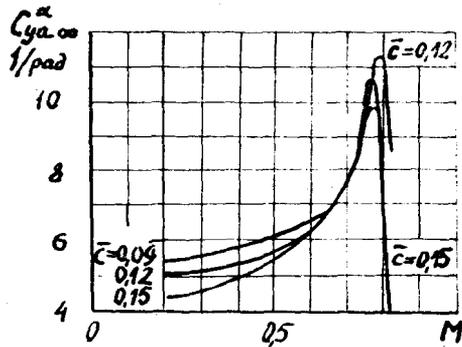


Рис. П2.37. Зависимость производной коэффициента подъемной силы по углу атаки профилей серии КАГД-50 от числа Маха

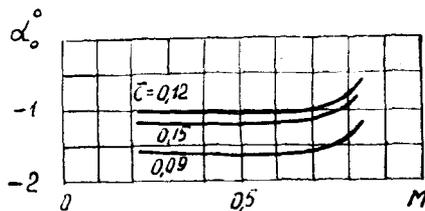


Рис. П2.38. Зависимость угла атаки нулевой подъемной силы профилей серии КАГД-50 от числа Маха

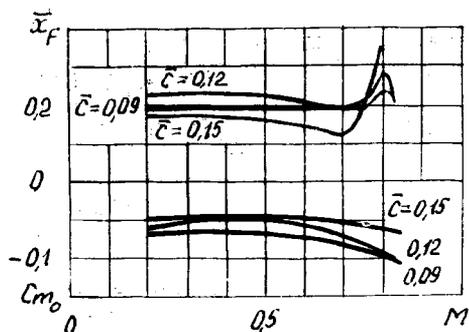


Рис. П2.39. Зависимость относительной координаты фокуса и коэффициента продольного момента при нулевой подъемной силе профилей серии КАГД-50 от числа Маха

Приложение 3

Таблица П3.1

Стандартная атмосфера

Высота <i>H</i> , м	Скорость звука <i>a</i> , м/с	Плотность $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	Кинематическая вязкость $\nu \cdot 10^5$ , м <sup>2</sup> /с	Высота <i>H</i> , м	Скорость звука <i>a</i> , м/с	Плотность $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	Кинематическая вязкость $\nu \cdot 10^5$ , м <sup>2</sup> /с
0	340,3	1,225	1,461	8000	308,1	0,5257	2,907
500	338,4	1,167	1,520	8500	305,9	0,4957	3,049
1000	336,4	1,112	1,581	9000	303,8	0,4670	3,200
1500	334,5	1,058	1,646	9500	301,6	0,4396	3,360
2000	332,5	1,006	1,715	10000	299,5	0,4135	3,531
2500	330,6	0,9569	1,787	10500	297,3	0,3885	3,712
3000	328,6	0,9092	1,863	11000	295,1	0,3648	3,806
3500	326,6	0,8634	1,943	12000	295,1	0,3118	4,574
4000	324,6	0,8193	2,028	15000	295,1	0,1947	7,340
4500	322,6	0,7770	2,117	18000	295,1	0,1216	11,78
5000	320,5	0,7364	2,212	20000	295,1	0,0889	16,15
5500	318,5	0,6974	2,312	25000	298,5	0,0400	36,71
6000	316,4	0,6601	2,417	30000	301,8	0,0181	81,95
6500	314,4	0,6243	2,529	40000	317,6	0,0039	416,7
7000	312,3	0,5900	2,648	50000	329,8	0,0010	1743
7500	310,2	0,5571	2,774				

Т а б л и ц а П 3.2

**Величина дополнительного сопротивления фюзеляжа  
отнесенная к миделю фюзеляжа**

Наименование	$\Delta c_{x\text{аф}}$
1. Фонарь кабины пилота на самолете с одним двигателем с плоскими гранями и острыми ребрами окантовки, с коротким гаргротом	0,041
2. То же, но с округленными ребрами окантовки	0,035
3. То же, что в п. 2, но со скругленной передней частью	0,021
4. То же, что в п. 3, но с обтекателем (с постепенным переходом задней части фонаря в фюзеляж)	0,012 ÷ 0,014
5. Фонарь обтекаемой формы с плоскими передними стеклами	0,007 ÷ 0,009
6. Фонарь кабины пилота с плоскими передними стеклами на фюзеляже транспортного или пассажирского самолета	0,025
7. То же, что в п. 6, но со скругленной передней частью	0,012

Распределение  $\Gamma_{\text{н.т}}$  и  $\Gamma_3$  по размаху крыла при  $l_{\text{ц}} = 0$

$\Gamma$	$\eta$	$z$										
		0,0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	0,95
$\Gamma_{\text{н.т}} (\lambda \geq 10)$	1	1,1285	1,1261	1,1196	1,1096	1,0961	1,0765	1,0457	0,9954	0,9138	0,7597	—
	2	1,2721	1,2624	1,2363	1,1890	1,1299	1,0590	0,9814	0,8988	0,8032	0,6513	0,5151
	3	1,3435	1,3298	1,2908	1,2228	1,1484	1,0570	0,9571	0,8538	0,7430	0,6090	0,4593
	4	1,3859	1,3701	1,3245	1,2524	1,1601	1,0543	0,9419	0,8271	0,7051	0,5434	0,4092
	5	1,4157	1,3987	1,3490	1,2711	1,1708	1,0561	0,9343	0,8098	0,6784	0,5115	0,3798
$\Gamma_3 (\lambda \approx 5)$	1	0,0192	0,0179	0,0143	0,0092	0,0035	-0,0020	-0,0068	-0,0111	-0,0145	-0,0156	-0,0132
	2	0,0162	0,0153	0,0127	0,0088	0,0041	-0,0007	-0,0054	-0,0097	-0,0132	-0,0151	-0,0134
	3	0,0137	0,0130	0,0108	0,0076	0,0040	-0,0002	-0,0042	-0,0076	-0,0117	-0,0139	-0,0126
	4	0,0119	0,0113	0,0095	0,0071	0,0035	-0,0001	-0,0033	-0,0067	-0,0102	-0,0127	-0,0118
	5	0,0105	0,0101	0,0084	0,0061	0,0032	0,0002	-0,0028	-0,0059	-0,0091	-0,0115	-0,0107
$\Gamma_3 (\lambda = 7)$	1	0,0227	0,0210	0,0170	0,0110	0,0042	-0,0022	-0,0079	-0,0130	-0,0171	-0,0202	-0,0163
	2	0,0194	0,0182	0,0151	0,0104	0,0048	-0,0009	-0,0064	-0,0112	-0,0156	-0,0180	-0,0164
	3	0,0162	0,0153	0,0127	0,0089	0,0042	-0,0022	-0,0048	-0,0092	-0,0135	-0,0164	-0,0153
	4	0,0141	0,0133	0,0111	0,0078	0,0039	0	-0,0039	-0,0078	-0,0118	-0,0149	-0,0140
	5	0,0124	0,0117	0,0098	0,0070	0,0036	0,0001	-0,0032	-0,0067	-0,0105	-0,0136	-0,0129
$\Gamma_3 (\lambda = 10)$	1	0,0264	0,0247	0,0197	0,0127	0,0055	-0,0024	-0,0088	-0,0147	-0,0200	-0,0236	-0,0197
	2	0,0225	0,0211	0,0173	0,0119	0,0054	-0,0010	-0,0070	-0,0125	-0,0178	-0,0214	-0,0199
	3	0,0191	0,0180	0,0146	0,0101	0,0047	-0,0005	-0,0055	-0,0102	-0,0151	-0,0191	-0,0181
	4	0,0166	0,0156	0,0129	0,0090	0,0044	-0,0002	-0,0045	-0,0087	-0,0134	-0,0174	-0,0166
	5	0,0144	0,0135	0,0112	0,0078	0,0040	-0,0001	-0,0036	-0,0075	-0,0118	-0,0157	-0,0150

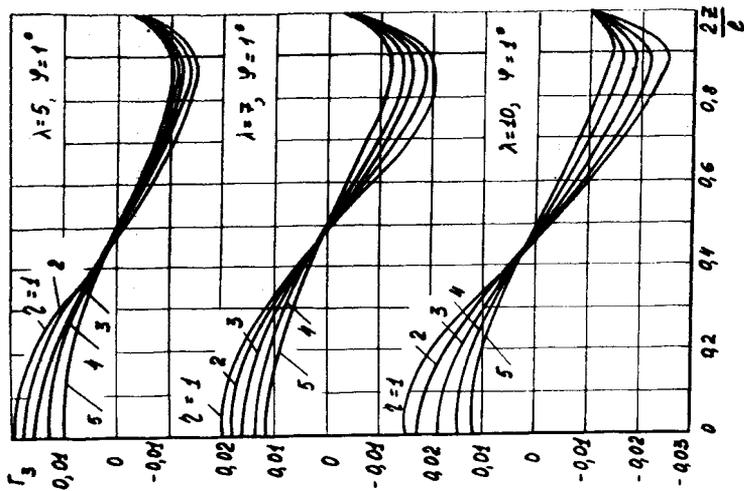


Рис. 13.2. Изменение циркуляции, соответствующее крутке крыла, равной одному градусу, при различных сужениях (центральный отсутствует)

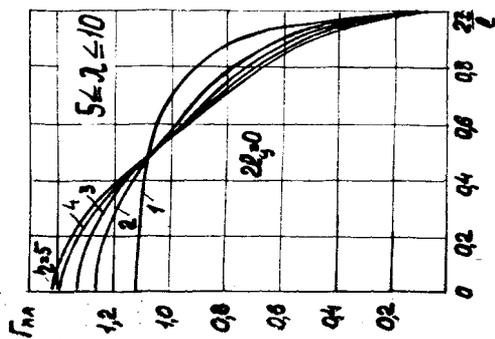


Рис. 13.1. Распределение безразмерной циркуляции по размаху прямого плоского крыла при различных сужениях (центральный отсутствует)

Распределение  $\Gamma_{\text{н.г}}$  и  $\Gamma_3$  по размаху крыла при  $I_{\text{н}} = 0,25l$ 

$\Gamma$	$\bar{z}$										
	0,0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	0,95
$\Gamma_{\text{н.г}} (\bar{z} \leq \lambda \leq 10)$	2 1,2604	1,2540	1,2342	1,1989	1,1463	1,0763	0,9911	0,8946	0,7865	0,6345	0,4933
	3 1,3210	1,3124	1,2858	1,2395	1,1713	1,0811	0,9727	0,8622	0,7241	0,5664	0,4470
	4* 1,3553	1,3454	1,3152	1,2625	1,1857	1,0845	0,9631	0,8287	0,6875	0,5236	0,3979
	5 1,3792	1,3669	1,3413	1,2791	1,1980	1,0848	0,9577	0,8137	0,6624	0,4669	0,3817
$\Gamma_3 (\lambda = 5)$	2 0,0143	0,0137	0,0119	0,0092	0,0053	0,0010	-0,0040	-0,0093	-0,0140	-0,0160	-0,0143
	3 0,0119	0,0113	0,0098	0,0075	0,0044	0,0008	-0,0031	-0,0075	-0,0113	-0,0135	-0,0122
	4 0,0096	0,0093	0,0081	0,0064	0,0040	0,0012	-0,0019	-0,0058	-0,0097	-0,0122	-0,0122
	5 0,0083	0,0081	0,0069	0,0055	0,0035	0,0011	-0,0017	-0,0050	-0,0083	-0,0107	-0,0100
$\Gamma_3 (\lambda = 7)$	2 0,0172	0,0166	0,0138	0,0104	0,0062	0,0014	-0,0048	-0,0110	-0,0166	-0,0194	-0,0180
	3 0,0137	0,0131	0,0113	0,0087	0,0051	0,0016	-0,0031	-0,0081	-0,0131	-0,0165	-0,0154
	4 0,0116	0,0110	0,0094	0,0070	0,0046	0,0016	-0,0024	-0,0070	-0,0116	-0,0148	-0,0140
	5 0,0096	0,0092	0,0079	0,0064	0,0041	0,0014	-0,0018	-0,0056	-0,0097	-0,0127	-0,0118
$\Gamma_3 (\lambda = 10)$	2 0,0189	0,0181	0,0158	0,0121	0,0073	0,0016	-0,0049	-0,0108	-0,0184	-0,0218	-0,0201
	3 0,0155	0,0149	0,0129	0,0100	0,0061	0,0017	-0,0035	-0,0091	-0,0152	-0,0193	-0,0179
	4 0,0132	0,0125	0,0109	0,0086	0,0051	0,0015	-0,0031	-0,0078	-0,0132	-0,0164	-0,0148
	5 0,0110	0,0106	0,0090	0,0072	0,0046	0,0015	-0,0020	-0,0063	-0,0110	-0,0146	-0,0138

Распределение  $\Gamma_{\text{пл}}$  и  $\Gamma_3$  по размаху крыла при  $l_{\text{д}} = 0,5l$ 

$\Gamma$	$\lambda$										
	0,0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	0,95
$\Gamma_{\text{пл}} (\lambda \geq 10)$											
2	1,2003	1,2003	1,1977	1,1863	1,1582	1,1066	1,0286	0,9269	0,8038	0,6355	—
3	1,2333	1,2333	1,2307	1,2179	1,1849	1,1239	1,0282	0,9035	0,7550	0,5709	0,4311
4	1,2541	1,2539	1,2510	1,2360	1,2002	1,1320	1,0280	0,8910	0,7260	0,5303	0,3920
5	1,2674	1,2672	1,2616	1,2476	1,2096	1,1386	1,0293	0,8837	0,7094	0,5051	0,3791
$\Gamma_3 (\lambda = 5)$											
2	0,0082	0,0082	0,0080	0,0074	0,0060	0,0036	0,0002	—	0,0056	—	0,0152
3	0,0065	0,0064	0,0062	0,0060	0,0048	0,0030	0,0007	—	0,0040	—	0,0126
4	0,0053	0,0053	0,0052	0,0048	0,0040	0,0026	0,0003	—	0,0030	—	0,0105
5	0,0046	0,0046	0,0043	0,0039	0,0032	0,0021	0,0003	—	0,0029	—	0,0090
$\Gamma_3 (\lambda = 7)$											
2	0,0096	0,0096	0,0094	0,0088	0,0072	0,0044	0	—	0,0062	—	0,0184
3	0,0074	0,0073	0,0072	0,0067	0,0056	0,0037	0,0003	—	0,0044	—	0,0148
4	0,0061	0,0061	0,0059	0,0054	0,0046	0,0031	0,0005	—	0,0034	—	0,0125
5	0,0055	0,0055	0,0050	0,0045	0,0036	0,0023	0,0004	—	0,0026	—	0,0107
$\Gamma_3 (\lambda = 10)$											
2	0,0108	0,0108	0,0108	0,0102	0,0086	0,0056	0,0004	—	0,0068	—	0,0220
3	0,0085	0,0083	0,0082	0,0077	0,0065	0,0044	0,0007	—	0,0049	—	0,0175
4	0,0069	0,0069	0,0066	0,0063	0,0053	0,0037	0,0007	—	0,0037	—	0,0145
5	0,0059	0,0058	0,0056	0,0050	0,0042	0,0028	0,0006	—	0,0029	—	0,0120

Дополнительная циркуляция, обусловленная  
стреловидностью крыла  $\chi = 45^\circ$

$\bar{z}$	$\Gamma_{\chi=45^\circ}$	$\bar{z}$	$\Gamma_{\chi=45^\circ}$	$\bar{z}$	$\Gamma_{\chi=45^\circ}$
0,00	-0,300	0,35	0,038	0,70	0,141
0,05	-0,263	0,40	0,000	0,75	0,148
0,10	-0,225	0,45	0,035	0,80	0,150
0,15	-0,188	0,50	0,066	0,85	0,141
0,20	-0,150	0,55	0,091	0,90	0,113
0,25	-0,113	0,60	0,113	0,95	0,066
0,30	-0,075	0,65	0,129	1,00	0,000

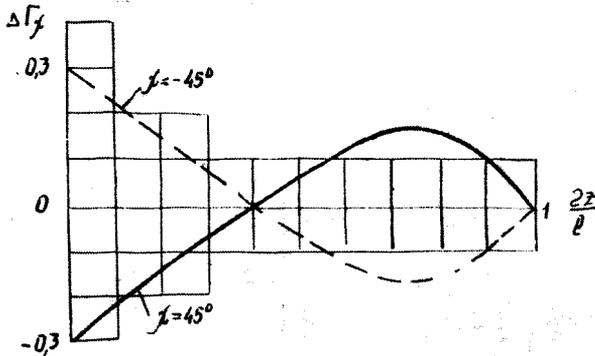


Рис. П3.3. Влияние стреловидности  $\chi = 45^\circ$  на изменение распределения циркуляции по размаху крыла

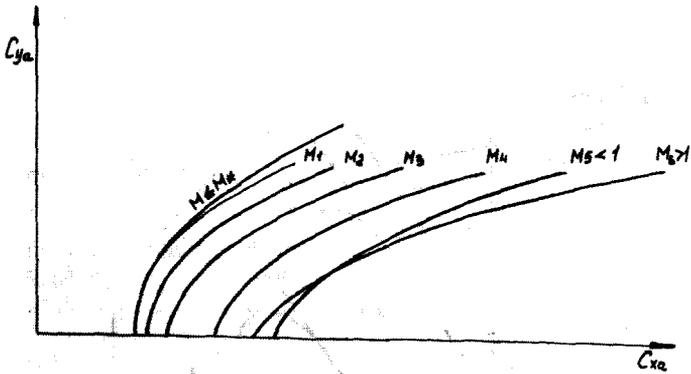


Рис. П4.1. Сетка закритических поляр сверхзвукового самолета

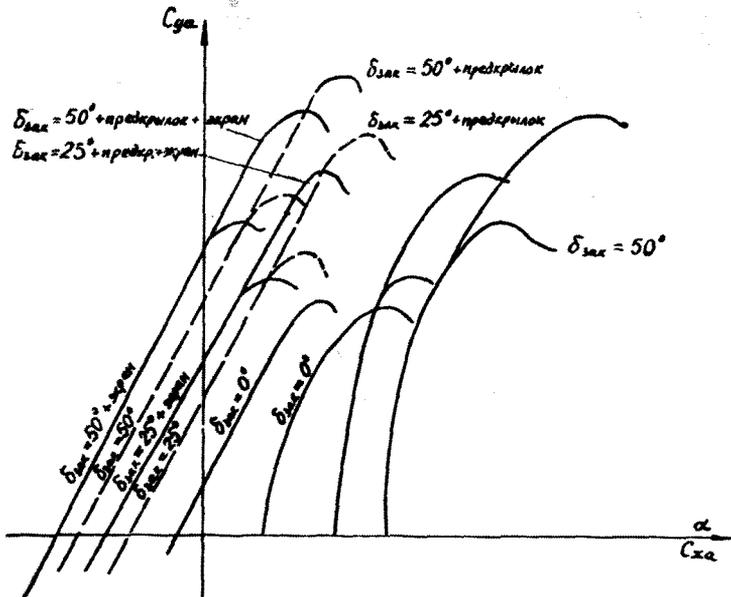


Рис. П5.1. Взлетно-посадочные поляры и характеристики подъемной силы

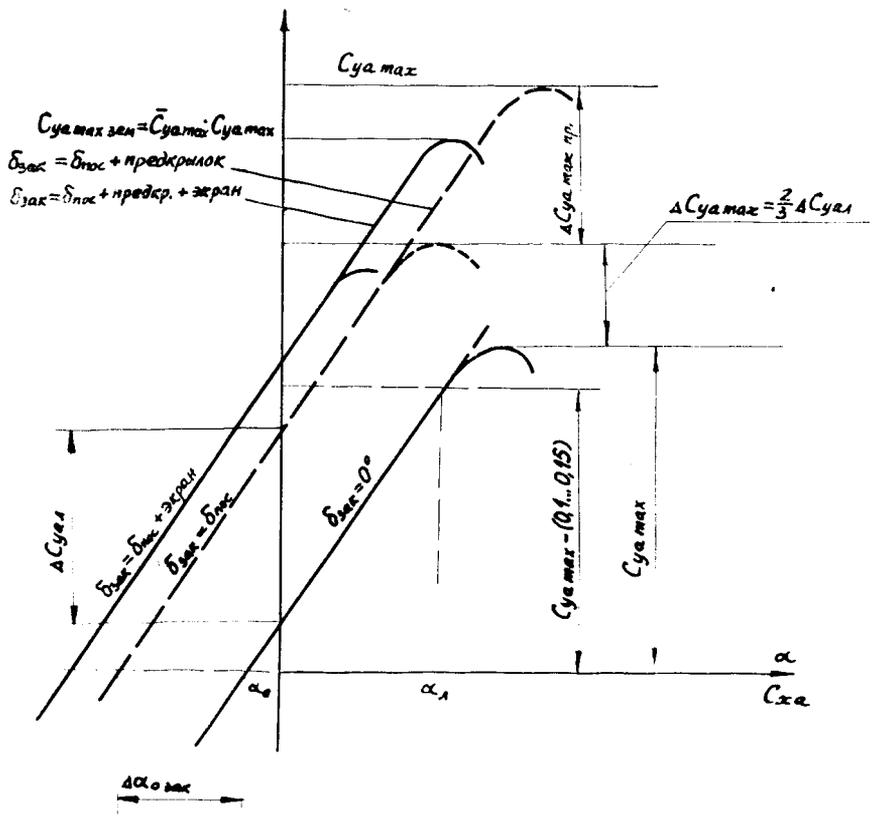


Рис. П15.2. Схема построения характеристик подъемной силы

Таблица Пб.1

Значения стандартных диаметров и их степеней

$D, \text{ м}$	$0,25 \pi D^2, \text{ м}^2$	$D^4, \text{ м}^4$	$D^5, \text{ м}^5$	$D, \text{ м}$	$0,25 \pi D^2, \text{ м}^2$	$D^4, \text{ м}^4$	$D^5, \text{ м}^5$
1,0	0,7854	1,0	1,00	3,7	10,752	187,4	693,4
2,0	3,142	16,00	32,00	3,8	11,341	208,5	792,3
2,5	4,909	39,06	97,66	3,9	11,946	231,3	902,2
2,6	5,309	45,69	118,8	4,0	12,566	256,0	1024
2,7	5,725	53,14	143,5	4,1	13,203	282,6	1159
2,8	6,157	61,47	171,1	4,2	13,854	311,2	1307
2,9	6,605	70,73	205,1	4,4	15,205	374,8	1649
3,0	7,068	81,00	243,0	4,6	16,619	447,8	2060
3,1	7,548	92,35	286,3	4,8	18,096	530,8	2548
3,2	8,042	104,9	335,5	5,0	19,635	625,00	3125
3,3	8,553	118,6	391,3	5,4	22,902	850,3	4591
3,4	9,077	133,6	454,4	5,8	26,421	1132	6564
3,5	9,621	150,1	525,3	6,0	28,274	1296	7776
3,6	10,179	168,0	604,6				

Таблица Пб.2

Значения чисел оборотов и их степеней

$n_c$	$n_c^2$	$n_c^3$	$n_c$	$n_c^2$	$n_c^3$	$n_c$	$n_c^2$	$n_c^3$
$1/c$	$1/c^2$	$1/c^3$	$1/c$	$1/c^2$	$1/c^3$	$1/c$	$1/c^2$	$1/c^3$
12	144	1728	20	400	8000	28	784	21952
13	169	2197	21	441	9261	29	841	24389
14	196	2744	22	484	10648	30	900	27000
15	225	3375	23	529	12167	31	961	29791
16	256	4096	24	576	13824	32	1024	32768
17	289	4913	25	625	15625	33	1089	35937
18	324	5832	26	676	17576	34	1156	39304
19	361	6859	27	729	19683	35	1225	42875

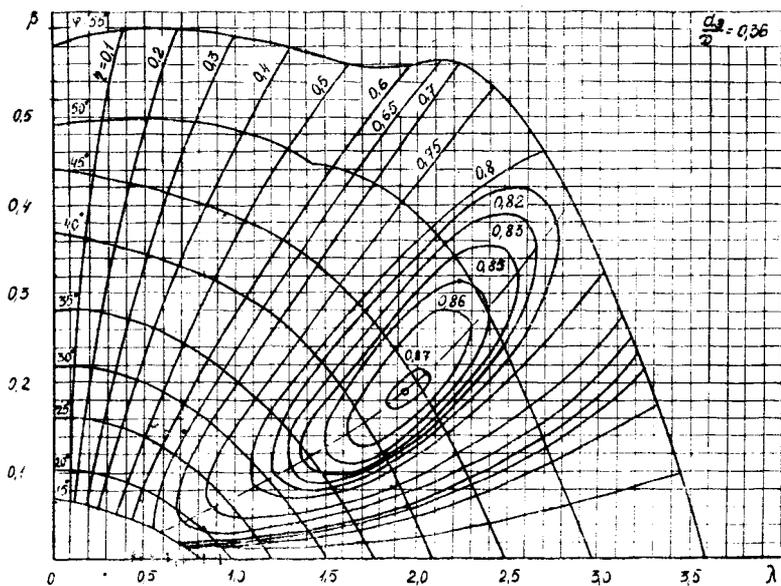


Рис. П6.1. Серийная характеристика трехлопастного воздушного винта серии ЗСМВ-14

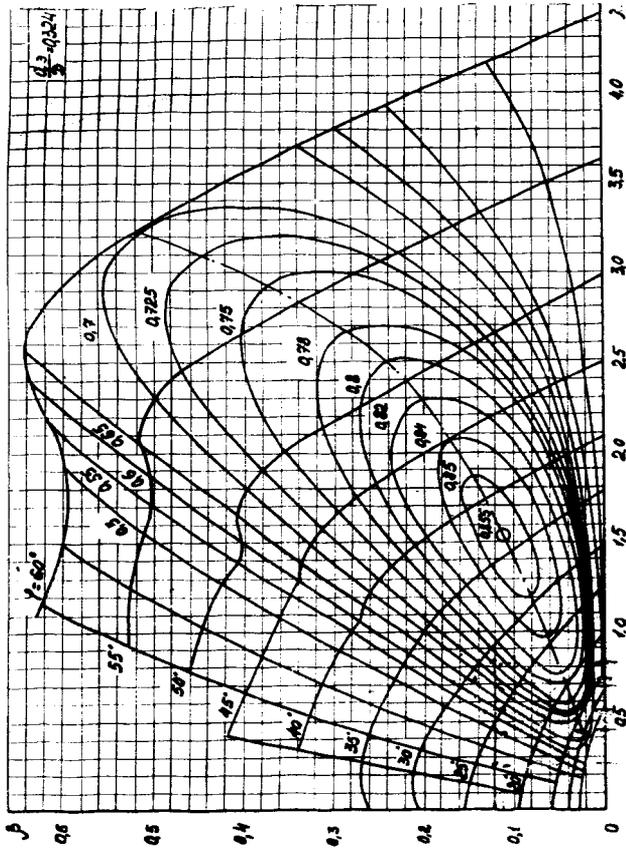


Рис. 116.2. Серійная характеристика трохлопастного повітряного винта серії ВПШ-105Б

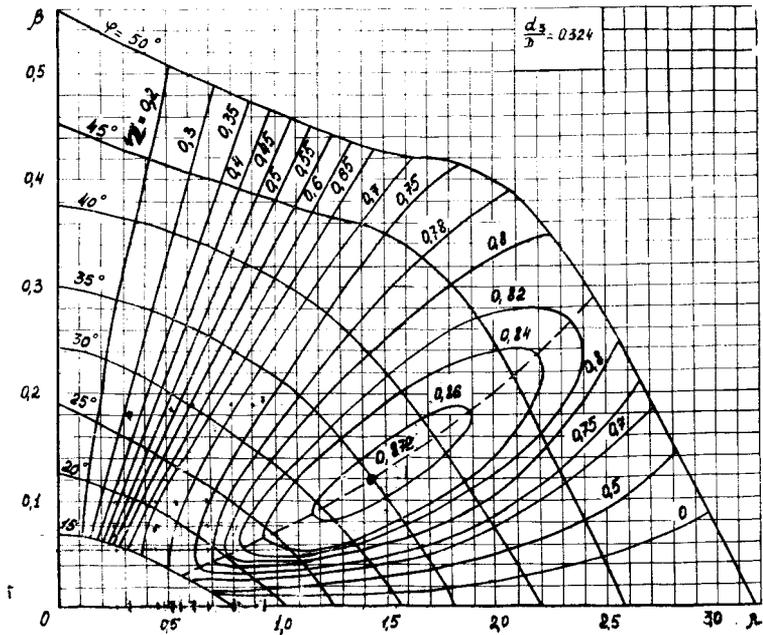


Рис. П6.3. Серийная характеристика трехлопастного воздушного винта серии ВИШ-61П

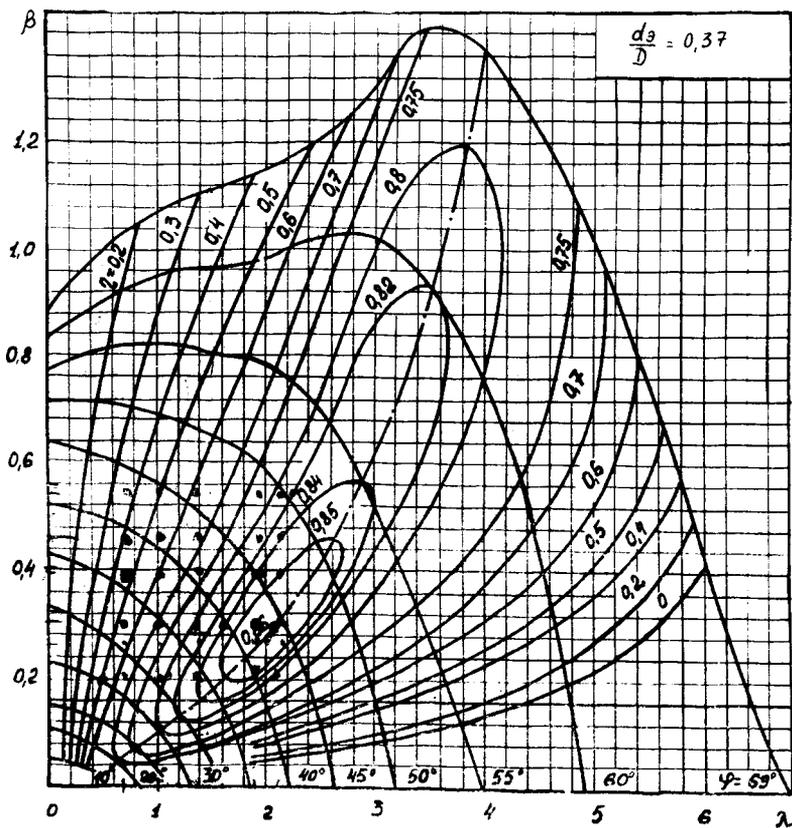


Рис. П6.4. Серийная характеристика четырехлопастного воздушного винта серии 4Ф-1

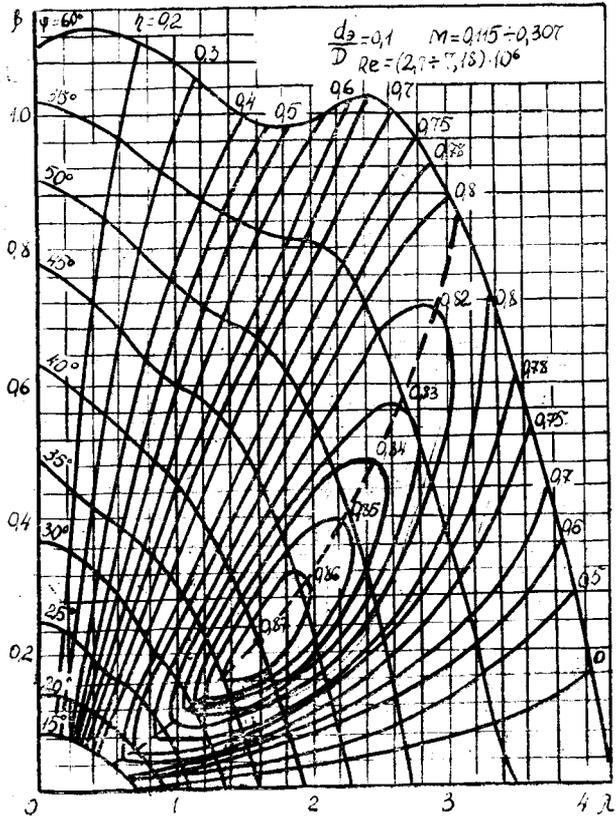


Рис. Пб.5 Серийная характеристика соосного воздушного вента серии ЗСВ-1

**Головин Владимир Максимович  
Филиппов Геннадий Васильевич  
Шахов Валентин Гаврилович**

**РАСЧЕТ ПОЛЯР И ПОДБОР ВИНТА  
К САМОЛЕТУ**

Редактор Н. Д. Чайникова  
Техн. редактор Н. М. Каленюк  
Корректор Т. И. Целокова

Сдано в набор 29.04.1992 г. Подписано в печать 29.08.93 г.  
Формат 60×84 1/16. Бумага оберточная.  
Гарнитура литературная. Печать высокая.  
Усл. печ. л. 3,95. Усл. кр.-отт. 4,07. Уч.-изд. л. 1,2.  
Тираж 800 экз. Заказ 317. Арт. с. 43-92.

Самарский государственный  
аэрокосмический университет  
имени академика С. П. Королева.  
443086 Самара, Московское шоссе, 34

---

Тип. НПО Самарского государственного  
аэрокосмического университета.  
443001 Самара, ул. Ульяновская, 18