

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

И. П. ВИСЛОВ

ЭСКИЗНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛЕГКИХ САМОЛЕТОВ

*Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия*

САМАРА
Издательство СГАУ
2006

УДК 629.73.001.2
ББК 39.53
В 533



**Инновационная образовательная программа
"Развитие центра компетенции и подготовка
специалистов мирового уровня в области аэрокосмических
и геoinформационных технологий"**

Рецензенты: генеральный директор ООО «Авантаж»
А. А. М а р к о в,
канд. техн. наук, проф. В. Г. Ш а х о в

Вислов И. П.

В 533 **Эскизное проектирование легких самолетов:** учеб. пособие / *И. П. Вислов.*
– Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 82 с. : ил.

ISBN 5-7883-0456-3

Рассматривается содержание и последовательное выполнение эскизного проектирования легких и сверхлегких летательных аппаратов (самолетов, мотодельтапланов, автожиров) с поршневыми двигателями. Особое внимание уделено концепции создания, выбору схемы и компоновки, расчету массы, центровки, аэродинамических и летно-технических характеристик.

Учебное пособие предназначено для студентов, выполняющих курсовые и дипломные проекты по специальности 16.02.01 и 16.09.01. Будет полезно инженерам и самодеятельным конструкторским бюро, проектирующим и самостоятельно строящим легкие и сверхлегкие летательные аппараты.

УДК 629.73.001.2
ББК 39.53

ISBN 5-7883-0456-3

© Вислов И.П., 2006
© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2006

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ	5
1. КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ ЛЕГКИХ И СВЕРХЛЕГКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	6
2. ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТОВ	9
2.1 Выбор схемы самолета	9
2.2 Расчет массы самолета и его агрегатов	9
2.2.1. <i>Масса конструкции</i>	13
2.2.2. <i>Масса оборудования и управления</i>	17
2.2.3. <i>Масса топлива</i>	18
2.3 Компоновка и центровка	20
2.4. Аэродинамический расчет самолета	24
2.4.1. <i>Лобовое сопротивление самолета</i>	24
2.4.1.1. <i>Коэффициент сопротивления крыла</i>	26
2.4.1.2. <i>Коэффициент сопротивления оперения</i>	30
2.4.1.3. <i>Коэффициент сопротивления фюзеляжа</i>	31
2.4.1.4. <i>Коэффициент сопротивления гондол двигателей</i>	34
2.4.1.5. <i>Коэффициенты сопротивления при нулевой подъемной силе не несущих частей самолета</i>	35
2.4.1.6. <i>Коэффициент сопротивления шасси</i>	37
2.4.2. <i>Коэффициент сопротивления самолета при нулевой подъемной силе $C_{x\alpha_0}$</i>	38
2.4.3. <i>Коэффициент аэродинамической подъемной силы самолета</i>	40
2.4.4. <i>Построение поляря самолета</i>	552
2.4.5. <i>Расчет летных характеристик</i>	54
2.4.5.1. <i>Полет на максимальной скорости</i>	54
2.4.5.2. <i>Полет на крейсерской скорости</i>	56
2.4.5.3. <i>Скороподъемность у земли</i>	56
2.4.5.4. <i>Разбег самолета</i>	56
2.4.5.5. <i>Взлет с грунтового аэродрома</i>	57
2.4.6. <i>Расчет располагаемых и потребных мощностей</i>	58

2.4.6.1. Расчет располагаемых мощностей.....	58
2.4.6.1.1. Подбор воздушного винта к самолету.....	59
2.4.6.2. Построение кривых располагаемых мощностей с винтом фиксированного шага.....	65
2.4.6.3. Построение кривых потребных мощностей	66
2.4.6.4 Расчет массы силовой установки	66
2.4.7. Определение летных характеристик.....	70
2.4.8. Определение взлетно-посадочных характеристик.....	76
2.4.8.1. Расчет взлетной дистанции	77
2.4.8.2. Расчет посадочной дистанции	79

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ.....81

ПРЕДИСЛОВИЕ

Легкие и сверхлегкие летательные аппараты во всех странах мира занимают ведущее положение по широкому применению в различных отраслях промышленности и хозяйства. В нашей стране легкомоторная авиация применяется: для доставки грузов в труднодоступные районы; в сельском и лесном хозяйствах; в геологии и метеорологии; для транспортно-связных и аэрофотосъемочных работ; медицинского обслуживания населения, на рыбном и зверобойном промыслах; в геологоразведке; для газовой и нефтедобывающей промышленности; для обслуживания газо- и нефтепроводов, линий электропередач. Легкомоторная авиация общего назначения в различных странах включает: самолеты для деловых связей, самолеты, вертолеты, мотодельтапланы и автожиры личного пользования, самолеты воздушного туризма, авиационного спорта, учебно-тренировочные, рекордные и экспериментальные, аэротакси.

1. КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ ЛЕГКИХ И СВЕРХЛЕГКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

По нормам ИКАО к легким летательным аппаратам (ЛА) относятся ЛА с взлетной массой менее 5750 кг. Однако в настоящее время к легким относят ЛА, имеющие один или два поршневых двигателя (ПД) общей мощностью до 250 кВт [1] (1 кВт = 1,3596 л.с.), а к сверхлегким – с ПД мощностью до 50 кВт и предназначенные для выполнения различных задач.

Транспортные перевозки – выполняются с коммерческой нагрузкой до 500 кг или 4...6 пассажиров, с дальностью полета до 1000 км в основном на местных воздушных линиях. Сюда могут быть отнесены и деловые самолеты, обслуживающие деятельность крупных производственных объединений, фирм, министерств, воздушное такси и туристические самолеты.

На выбор типа размера самолета влияют: число мест, комфорт пассажирской кабины, наличие навигационного оборудования для заказных полетов, эксплуатация с грунтовых аэродромов и стоимость производства самолета.

Сельскохозяйственные – предназначены для авиационно-химических работ, работ в лесном хозяйстве (внесение удобрений, опрыскивание, дефолиация, обслуживание лесных массивов, борьба с вредителями и болезнями леса). Особенности эксплуатации являются: сезонность работ, выполнение полетов на малых скоростях (80...120 км/ч) и малых высотах (5...10 м), частые взлеты и посадки. Могут применяться сухопутные и гидроварианты. Все это формирует специальные требования: малая стоимость производства и эксплуатации, простота ремонта и обслуживания, удобство работы экипажа, принцип неповреждаемости кабины экипажа при авариях, коэффициент использования в лесном и пожарном варианте, время и скорость патрулирования лесных площадей, габариты сбрасываемого груза и десантников для борьбы с лесными пожарами.

Санитарное обслуживание – предусматривает перевозку больных, раненых и сопровождающих их медработников. ЛА этого класса должны обеспечить: удобство транспортировки, погрузки и выгрузки больного; новейшие средства оказания скорой медицинской помощи в воздухе; современное навигационное оборудование, позволяющее совершать полеты в сложных метеоусловиях; посадку и взлет на неподготовленные площадки, выбираемые с воздуха; достаточную дальность полета; потребное количество вызовов к больным в течение всего года.

Учебно-тренировочные ЛА – обеспечивают первоначальное обучение курсантов и тренировку летчиков. Эти типы должны быть просты в управлении, иметь удобство для работы инструктора, наличие пилотажно-навигационного оборудования для тренировки в ночных и сложных погодных условиях.

Спортивные – предназначены для авиационного спорта, выполнения фигур высшего пилотажа (акробатические) и установления новых рекордов согласно таблице рекордов ФАИ:

I категория – взлетная масса до 500 кг;

II категория – взлетная масса 500...1000 кг;

III категория – взлетная масса 1000...1500 кг;

IV категория – взлетная масса 1500...3000 кг.

Экспериментальные – предусматривают развитие новых схем, компоновок, управление пограничным слоем, подъемной и боковыми силами и т.д., т.е. накопление экспериментального материала для создания новых ЛА.

Мотодельтапланы, автожиры, вертолеты – сверхлегкие, одно- или двухместные ЛА, имеющие ПД мощностью до 50 кВт, в последние годы получили распространение для выполнения народнохозяйственных задач с полезной нагрузкой до 200 кг.

Мотопланеры и авиетки – сверхлегкие ЛА создаются для спортивных полетов, независимы от средств буксировки, имеют самостоятельный взлет, хорошие аэродинамические и летно-технические характеристики, являются простыми и дешевыми, используются в качестве учебно-тренировочных.

Однако большое количество сверхлегких ЛА, часто любительской постройки в одном или двух экземплярах из подручных материалов, имеют почти 100% катастроф, т.к. многие любители авиации не имеют авиационного образования, навыков проектирования и строительства авиационной техники, навыков пилотирования и управления построенным аппаратом в случайных критических ситуациях.

Создание современного легкого и сверхлегкого ЛА требует знаний и высокого уровня передовых научно-технических достижений в области авиационной техники. Актуальными задачами при проектировании и строительстве новых ЛА на современном уровне являются:

– создание легких, надежных, экономичных поршневых двигателей мощностью 15...50 кВт;

– выбор рациональных решений на основе наибольшей эффективности и надежности;

- применение новых профилей крыла, обеспечивающих большую подъемную силу с малым сопротивлением;
- снижение аэродинамического сопротивления всего ЛА и каждого отдельного агрегата;
- применение новых композиционных материалов, стеклопластиков для уменьшения массы и числа деталей, увеличения прочности;
- создание радиоэлектронного, пилотажно-навигационного оборудования на основе полупроводников и миниатюризации;
- использование последних достижений в области аэродинамики (механизация по всей задней кромке крыла; применение интерцепторов взамен элеронов; применение цельноповоротного горизонтального и вертикального оперений; применение системы непосредственного управления подъемной силой (СНУПС) и т.д.);
- использование концепции «1,5 двигателя»;
- применение неубирающегося шасси до скорости полета $V \leq 300$ км/ч.

2. ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТОВ

2.1 Выбор схемы самолета

При проектировании самолета любого назначения анализируются несколько возможных схем и применяется та, которая дает минимальную взлетную массу. Для легких многоцелевых самолетов с ПД основной остается нормальная схема с оперением позади крыла. Крыло чаще всего расположено по низкопланной схеме при одном ПД в носовой части фюзеляжа или двух ПД, размещенных сверху на крыле.

Для специализированных сельскохозяйственных самолетов доминирующей схемой является нормальная схема – низкоплан с расположением бака химикатов за кабиной пилота.

Для специализированных санитарных самолетов, грузовых перевозок, борьбы с лесными пожарами, десантных самолетов, аэрофотосъемочных наиболее рациональной является нормальная схема – высокоплан, что существенно уменьшает расстояние от земли до пола кабины (улучшаются условия для погрузки и выгрузки).

Часто для низкопланов и высокопланов применяют крыльевые подкосы, что позволяет на 10...15% уменьшить массу крыла, увеличив тем самым весовую отдачу по целевой нагрузке.

Для легких гидросамолетов основной схемой является нормальная – высокоплан с размещением двигателей на пилонах над крылом и чаще с толкающими винтами. Необходимо стремиться размещать двигатели ближе к центру масс по оси «У», чтобы уменьшить реакцию самолета (пикирование и кабрирование) на изменение режима работы двигателей.

Для учебно-тренировочных, туристических, спортивных самолетов применяется нормальная схема – низкоплан с расположением пилотов для кругового обзора при выполнении фигур высшего пилотажа и безопасного покидания самолета.

2.2 Расчет массы самолета и его агрегатов

Взлетная масса самолета определяется методом последовательных приближений и на этапе предварительного проектирования в первом приближении по уравнению существования самолета [2]:

$$m_0^I = \frac{m_{цн} + m_{сл}}{1 - \bar{m}_{кон} - \bar{m}_{су} - \bar{m}_T - \bar{m}_{об\ упр}},$$

где $m_{цн}$ – масса целевой нагрузки (обычно задается);

$m_{сл}$ – масса служебной нагрузки, $m_{сл} = 85 \cdot n_{эк}$, кг;

на спортивных самолетах и планерах целевая нагрузка может быть и служебной;

$n_{эк}$ – число членов экипажа;

$\bar{m}_{кон} = 0,28 \dots 0,32$ – для многоцелевых, учебно-тренировочных, спор-

тивных самолетов;

$\bar{m}_{кон} = 0,24 \dots 0,26$ – для сельскохозяйственных самолетов;

$\bar{m}_{кон} = 0,34 \dots 0,38$ – для гидросамолетов;

$\bar{m}_{кон} = 0,48 \dots 0,52$ – для мотопланеров;

массу силовой установки для ПД в абсолютном весе можно определить:

$$m_{су} = K_{су} \cdot \gamma_{дв} \cdot N_0,$$

где $K_{су} = 1,2$ для $N_0 = 15 \dots 30$ кВт, $\gamma_{дв} = 1,2$ кг/кВт;

$K_{су} = 1,6$ для $N_0 = 35 \dots 250$ кВт, $\gamma_{дв} = 0,76 \dots 0,82$ кг/кВт;

$\bar{m}_{су} = 0,25 \dots 0,32$ – относительная масса силовой установки (большие зна-

чения для спортивных самолетов);

$\bar{m}_{су} = 0,1 \dots 0,12$ – для мотопланеров;

относительная масса топлива для самолетов с ПД

$$\bar{m}_T = L_p \cdot C_{еуд} / (360 \cdot \eta_B \cdot K_{кр}),$$

где L_p – расчетная дальность полета, км;

$C_{еуд} = 0,3 \dots 0,38$ кг/(кВт ч) – удельный расход топлива двигателем;

$\eta_B = 0,75 \dots 0,8$ – коэффициент полезного действия (КПД) винта;

$K_{кр} = 10 \dots 12$ – аэродинамическое качество в крейсерском полете;

$K_{кр} = (0,85 \dots 0,9) K_{макс}$;

$\bar{m}_{об\ упр} = 0,08 \dots 0,12$ – относительная масса оборудования и управления

для самолетов;

$\bar{m}_{об\ упр} = 0,05 \dots 0,06$ – для мотопланеров.

На основании анализа статистики по однотипным летательным аппаратам

(табл. 2.1) выбираются относительные массы, основные параметры и определяется взлетная масса первого приближения m_0^I .

Таблица 2.1 Основные рекомендуемые параметры

Прототипы Параметры	Пассажирские и административные	Сельскохозяйственные	Учебно-тренировочные, спортивные, туристические	Акробатические	Авиежки	Мотопланеры	Мотодельтапланы	Автожир
Удельная нагрузка на крыло $P_0 = \frac{m_a \cdot g}{h \cdot S} \left[\frac{\text{дан}}{\text{м}^2} \right]$	90...160	80...90	65...75	60...65	45...60	30...36	14...25	На омет. площадь
Удлинение крыла $\lambda = l/S$	6,5...8,0	6...8	6,0...6,8	5,3...6,5	4,5...8,0	13,5...28	5...8	Д нес. янга
Удлинение фюзеляжа λ_f	6,6...7,7	5,25...5,7	6...6,5	6..7,1	5,2...7,3	7..8,5	1...1,5	
Максимальная скорость полета, V_{max} [км/ч]	250...400	$V_{max}=140...180$	215...300	250...320	100...340	180...260	80...140	
Крейсерская скорость полета $V_{кр}$ [км/ч]	200...350	$V_{max}=90...100$	200...260	$V_{max}=80...100$	90...300	125...180	70...100	
Энерговооруженность [кВт/кг] $N = \frac{N_0}{m_0}$	0,2...0,366	0,2...0,35	0,19...0,3	0,42...0,54	0,136...0,35	0,09...0,15	0,14...0,25	
Максимальное аэродинамическое качество K_{max}	12...14	9...11	11...12	11,5...12,5	10...13	25...30	7...10	
Относительная толщина профиля крыла \bar{c}_0	0,12...0,18							
Относительная площадь г.о. $\bar{S}_{ГО}$	0,22...0,28	0,185...0,23	0,2...0,24	0,16...0,22	0,185...0,2	0,11...0,14		
Относительный размах г.о. $\bar{l}_{ГО}$	0,28...0,42	0,26...0,36	0,29...0,36	0,3...0,37	0,27...0,29	0,21...0,25		
Относительная площадь в.о. $\bar{S}_{ВО}$	0,16...0,21	0,097...0,14	0,075...0,095	0,09...0,12	0,11...0,16	0,12		
Диаметр эквив. фюзеляжа $d_{\text{э,ф}}$	1,6...2,2	1,9...2,1	1,23...1,32	1,04...1,18	0,65...0,82	0,8...1,0	0,9...1,0	

На втором этапе – этапе эскизного проектирования – определяется взлетная масса второго и последующего приближений в зависимости от параметров агрегатов, массы агрегатов и элементов самолета, зависящих от самой взлетной массы.

2.2.1. Масса конструкции

Масса конструкции самолета включает массы основных агрегатов: крыла, фюзеляжа, оперения, шасси:

$$m_{\text{кон}} = m_{\text{кр}} + m_{\text{ф}} + m_{\text{оп}} + m_{\text{ш.}}$$

Масса прямого крыла может быть определена по формуле

$$m_{\text{кр}} = 1,1 \cdot 10^{-4} \cdot K_{\text{мех}} \cdot K_{\text{кон}} \cdot K_{\text{МТ}} \cdot j \cdot n^p \frac{m_0 \lambda \sqrt{S} \eta + 4}{\sqrt{\theta c_0} \eta + 1},$$

где $K_{\text{мех}}$ – коэффициент, учитывающий механизацию крыла;

$K_{\text{мех}} = 0,9$ – механизация отсутствует;

$K_{\text{мех}} = 1,0$ – применяются щитки и шарнирные закрылки;

$K_{\text{мех}} = 1,5$ – применяются закрылки Фаулера и предкрылки перед элеронами;

$K_{\text{кон}}$ – коэффициент, учитывающий тип конструкции крыла;

$K_{\text{кон}} = 0,9$ – широко применяются монолитные элементы, панели и сотовые конструкции;

$K_{\text{кон}} = 0,95$ – клееклепаная конструкция;

$K_{\text{кон}} = 1,0$ – клепаная конструкция;

$K_{\text{МТ}}$ – коэффициент, учитывающий марку основного материала конструкции крыла;

$K_{\text{кон}} \cdot K_{\text{МТ}} = 0,8 \dots 0,85$ – применение композиционных материалов для силовых элементов (угле- и боропластов);

$K_{\text{МТ}} = 1,0$ – для Д16-Т;

$K_{\text{МТ}} = 1,2$ – для АМГ6 (гидросамолеты);

θ - коэффициент, учитывающий эффективность работы продольных силовых элементов;

$\theta=1,0$ – для односложного лонжеронного или кессонного крыла;

$\theta=0,9$ – для двухсложного лонжеронного крыла;

φ - коэффициент разгрузки крыла;

$$\varphi = 0,92 - 0,5 \cdot \bar{m}_T - 0,1 \cdot K_{cy},$$

$K_{cy} = 1,0$ – двигатели крепятся к крылу;

$K_{cy} = 0$ – двигатели не на крыле;

n^p – расчетная перегрузка.

Расчетная перегрузка n^p для крыльев самолетов и планеров общего назначения $n^p = 5,5 \dots 6$, для акробатических самолетов $n^p = 13,5$;

$\bar{c}_0 = 0,12 \dots 0,18$ – относительная толщина крыла для легких летательных аппаратов;

$\eta = \frac{b_k}{b_{кц}} = 1 \dots 2,5$ – сужение крыла, равное отношению корневой к концевой хорде крыла;

$$S = \frac{m_0 g}{10 p_0} - \text{площадь крыла, м}^2.$$

Выбрав по статистике λ , η , \bar{c}_0 , p_0 , подставив m_0^I и S , можно определить массу крыла самолета.

Масса крыла планеров рассчитывается по формуле Чернобровкина

$$m_{кр} = m_0 \cdot \frac{m_0 \cdot \left[S \cdot \frac{1}{100 \bar{c}_0} + 2,9 \cdot S + 5 \right]}{1 + 0,85 \cdot 10^{-5} \cdot n^p \cdot 1 \left(\frac{\lambda}{\bar{c}_0} + 17 \right)},$$

где $l = \sqrt{\lambda \cdot S}$ - размах крыла, м.

Массу крыла можно определить приближенно, зная поверхностную плотность крыла для планеров и авиеток $q_{кр} = 6 \dots 8,5$ ДаН/м², для акробатических самолетов $q_{кр} = 11 \dots 14$ ДаН/м², для остальных самолетов $q_{кр} = 11 \dots 14$ ДаН/м².

Поверхностная плотность закрылков и элеронов легких самолетов

$$q_z = 5,4 \dots 11,0 \text{ ДаН/м}^2, \quad q_{\text{Э}} = 6,6 \dots 8,3 \text{ ДаН/м}^2.$$

Масса фюзеляжа с негерметичной кабиной рассчитывается по формуле

$$m_{\text{ф}} = 1,14 \cdot K_{\text{сy}} \cdot l_{\text{ф}}^{3/2} \cdot m_0^{1/4},$$

где $K_{\text{сy}} = 1,0$ – если двигатели не на фюзеляже;

$K_{\text{сy}} = 1,14$ – если двигатели крепятся к фюзеляжу.

Если известна омываемая поверхность фюзеляжа $F_{\text{ф}} = 2,6 \cdot \lambda_{\text{ф}} \cdot d_{\text{фЭКВ}}$, м², то массу фюзеляжа можно определить приближенно по поверхностной плотности

$$m_{\text{ф}} = q_{\text{ф}} \cdot F_{\text{ф}},$$

где $q_{\text{ф}} = 3,5 \dots 5$ ДаН/м² – поверхностная плотность фюзеляжей планеров и авиеток;

$q_{\text{ф}} = 7,5 \dots 12$ ДаН/м² – поверхностная плотность фюзеляжей остальных самолетов.

Масса оперения может быть определена по поверхностной плотности площадей горизонтального и вертикального оперений и выбранных площадей $S_{\text{го}}$ и $S_{\text{во}}$:

$$m_{\text{оп}} = q_{\text{оп}} (S_{\text{го}} + S_{\text{во}}),$$

где $S_{\text{го}} = (0,15 \dots 0,3)S$, $S_{\text{во}} = (0,06 \dots 0,12)S$;

соответственно выбираются площади руля высоты и руля направления

$$S_{\text{рв}} = (0,3 \dots 0,4)S_{\text{го}}, \quad S_{\text{рн}} = (0,35 \dots 0,45)S_{\text{во}};$$

$q_{\text{оп}} = 0,6 \cdot q_{\text{кр}}$ или $q_{\text{оп}} = 3,6 \dots 5,1$ ДаН/м² – для планеров и авиеток;

$q_{\text{оп}} = 6,6 \dots 8,4$ ДаН/м² – для акробатических самолетов;

$q_{\text{оп}} = 7,2 \dots 11,4$ ДаН/м² – для остальных самолетов.

Масса шасси может быть принята по статистике в относительных величинах для самолетов с неубирающимися опорами:

$\overline{m}_{ш} = 0,036 \dots 0,052$ (большие значения для шасси с хвостовой опорой), а массу крыла и фюзеляжа можно уменьшить на 2-3%, т.к. соответственно отсутствует гидро- или пневмосистема для уборки – выпуска шасси на агрегатах, к которым крепятся опоры.

Относительную массу колесного неубирающегося шасси с носовой опорой можно определить по формуле Шейнина:

$$m_{ш} = K_{кон} \cdot K_{обт} (6h_{глш} + 11,3) \cdot 10^{-3} + \frac{0,0625 \sqrt{p_{глш}}}{1 + p_{глш}} + 0,005 ,$$

где $K_{кон}=1,0$ – если шасси из стали ЗОХГСА;

$K_{кон}=0,65$ – если опоры шасси из стали ЗОХГСНА или ВТ-20, ВТ-22;

$K_{обт} = 1,05$ – если на колесах есть обтекатели;

$K_{обт} = 1,2$ – если обтекатели для шасси на фюзеляже (по типу самолетов «Фрегат» и Л-410);

$h_{глш}$ – длина главной опоры шасси от взлетно-посадочной полосы (ВПП) до узла крепления (обычно $h_{глш} = 1,0$ м);

$p_{глш} = 3,5 \dots 4,5$ ДаН/см² – давление в шинах главных колес.

Масса колес шасси составляет 45...60% от массы опоры шасси с колесом. Подбор колес производится по стояночной нагрузке в соответствии с распределением на все опоры шасси. При выборе базы шасси по длине самолета необходимо, чтобы для шасси с хвостовой опорой стояночная нагрузка на хвостовую опору составляла 8...10%. Это позволяет быстро перевести фюзеляж в горизонтальное положение на разбеге, уменьшив общее сопротивление самолета. Для передней опоры рекомендуется стояночная нагрузка 10-15%. Выбрав колеса по каталогу, можно определить массу каждой опоры. Размеры колес далее учитываются при определении сопротивления шасси (см. п. 2.4.1.6).

Для лыжного варианта шасси вычитается масса колес и добавляется масса лыж:

$$m_{лыж} = q_{лыж} \cdot S_{лыж},$$

где $S_{\text{лыж}} = \frac{m_0}{\rho_{\text{лыж}}}$ - площадь лыж в плане, м^2 ; $\rho_{\text{лыж}} = 1000 \text{ кг/м}^3$ - для снега;

$\rho_{\text{лыж}} = 30 \dots 35 \text{ кг/м}^3$ - поверхностная плотность лыж.

2.2.2. Масса оборудования и управления

Масса оборудования и управления уточняется путем дифференциации его состава для конкретного проектируемого по назначению ЛА:

$$m_{\text{об упр}} = m_{\text{об}} + m_{\text{упр}},$$

где $m_{\text{об}} = m_{\text{эл.о}} + m_{\text{рад.о}} + m_{\text{а.н.о}} + m_{\text{г.п.о}} + m_{\text{быт.о}} + m_{\text{ант.о}} + m_{\text{по}} + m_{\text{спо}} + m_{\text{пр.о}}$;

$m_{\text{упр}} = 0,0135 \cdot m_0$ - масса одинарной системы управления;

$m_{\text{упр}} = 0,02 \cdot m_0$ - масса сдвоенной системы управления;

$m_{\text{эл.о}} = 0,032 \dots 0,034$ - относительная масса электрооборудования самолетов общего назначения с одним ПД;

$m_{\text{эл.о}} = 0,026 \dots 0,028$ - относительная масса электрооборудования спортивных самолетов и мотопланеров;

$m_{\text{рад.о}} = 3 \dots 6 \text{ кг}$ - масса радиооборудования спортивных самолетов и мотопланеров;

$m_{\text{рад.о}} = 12 \dots 20 \text{ кг}$ - масса радиооборудования самолетов общего и с/х назначения;

$m_{\text{а.н.о}} = 0,007 \dots 0,014$ - относительная масса аэронавигационного оборудования;

$m_{\text{г.п.о}} = 0,005 \dots 0,01$ - относительная масса гидropневмооборудования; если шасси неубирающиеся, то гидropневмосистему можно не устанавливать, но учесть тормозную систему колес основных опор шасси массой $3 \dots 5 \text{ кг}$;

$m_{\text{быт.о}} \approx 12(n_{\text{пас}} + n_{\text{эк}})$ - масса бытового оборудования (кресла, теплозвукоизоляция, кондиционирование, отделка салона и т.п.);

$m_{\text{ант.о}} \approx 3 \cdot \ell$ - масса антиобледенительного оборудования многоцелевых самолетов, где ℓ - размах крыла, м; 3 - статистический размерный коэффициент;

циент, кг/м;

$m_{по} = 3 \dots 5$ кг – масса противопожарного оборудования;

$m_{спо}$ – масса спецоборудования обычно известна из технического задания;

Масса спецоборудования для с/х самолетов с бункером из стеклопластика

$$m_{с/х о} = 0,079 \cdot m_{хим} + 38,$$

где $m_{хим}$ – масса химикатов, кг;

$m_{сан.о}$ – масса спецоборудования санитарных самолетов на двух больных и двух медработников,

$$M_{сан.о} = 120 \text{ кг};$$

$m_{пр.о} = 2 \dots 7$ кг – масса прочего оборудования включает: швартовочное, приборы контроля систем, разрядники и т.п.

2.2.3. Масса топлива

Масса топлива может быть рассчитана более точно для конкретного самолета и двигателя на всех участках движения самолета: на земле, наборе высоты, в крейсерском полете, снижении, с учетом навигационного запаса и невыработанного остатка топлива.

$$m_T = m_{T \text{ зем}} + m_{T \text{ наб}} + m_{T \text{ кр}} + m_{T \text{ сн}} + m_{T \text{ нз}} + m_{T \text{ ост}}; m_T = \sum m_{Ti},$$

$$m_{Ti} = N_i \cdot C_{еуд} \cdot t_i,$$

где N_i – мощность на этапе полета, кВт;

$C_{еуд}$ – удельный расход топлива, кг/кВт·ч;

t_i – время на каждом участке, ч;

$t_{зем} = 0,1 \dots 0,16$ ч – время, затрачиваемое на земле на прогрев двигателей, руление, разбег;

$t_{наб} = 0,05 \dots 0,08$ ч – время на разгон и набор высоты крейсерского полета;

$t_{кр} = \frac{L_{кр}}{V_{кр}}$, ч – время крейсерского участка полета самолета;

протяженность крейсерского участка полета:

$$L_{кр} = L_p - 4,3 H_{кр} \sqrt[3]{\frac{P_0}{N_0}}, \text{ км};$$

протяженность участка до набора высоты крейсерского полета

$$L_{наб} = K_{наб} \cdot H_{кр}, \text{ км};$$

$K_{наб} = 1,2$, $K_{разб}$ – аэродинамическое качество самолета при наборе высоты $H_{кр}$; $K_{разб} = 8 \dots 10$;

протяженность участка снижения (планирования) до посадки т с высоты крейсерского полета

$$L_{сн} = L_p - L_{наб} - L_{кр}, \text{ км}; L_{сн} = K_{план} \cdot H_{кр},$$

где $K_{план} = 0,75 K_{max}$ – аэродинамическое качество при планировании;

$K_{max} = \frac{1}{2\sqrt{C_{x_{a0}} \cdot D_0}}$ – максимальное аэродинамическое качество самолета;

та;

$C_{x_{a0}} = 0,98(0,9 + 0,15 M_{кр})[0,0083(1 + 3 \bar{C}_0) + (0,00083 \lambda_{ср} + \frac{0,5}{\lambda_{\phi}^2}) + 0,004]$ – коэф-

фициент лобового сопротивления самолета при нулевой подъемной силе;

$M_{кр} = \frac{V_{кр}}{a_{нкр}}$ – число маха в крейсерском полете;

$a_{нкр}$ – скорость звука на высоте крейсерского полета;

$D_0 = \frac{1,2}{\pi \cdot \lambda_{эф}}$ – аэродинамический параметр для трапециевидного крыла в

плане;

$$\lambda_{\text{эф}} = \frac{\lambda}{1 + 0,025\lambda} - \text{эффективное удлинение для трапецевидного крыла в}$$

плане

$t_{\text{сн}} = 0,1 \dots 0,2$ ч – время на снижение с высоты крейсерского полета и посадку;

$t_{\text{н.з}} = 0,5$ ч – время полета на навигационном запасе топлива;

$m_{\text{т.ост}} = 0,002 \cdot m_0$ – невырабатываемый остаток топлива.

Определив все составляющие взлетной массы самолета во втором приближении, имеем:

$$m_0^{\text{II}} = m_{\text{кон}} + m_{\text{су}} + m_{\text{об.упр}} + m_{\text{г}} + m_{\text{сл}} + m_{\text{цн.}}$$

Все составляющие являются функциями m_0 и решение достигается последовательным приближением к m_0 с некоторой допустимой точностью расчета (1...3%), повторяя расчеты до нужной точности.

2.3 Компоновка и центровка

Компоновка ЛА предназначена для пространственной увязки силовых элементов конструкции с размещением целевой нагрузки, топлива, силовой установки, оборудования, управления при условии заданного положения и допустимого диапазона центровок.

Компоновка условно разделяется на аэродинамическую, объемную, силовую и массовую.

Аэродинамическая компоновка должна обеспечить:

– наибольшие значения аэродинамического качества и $C_{\text{ya max}}$, наименьшие значения $C_{\text{ха}}$ при рациональных параметрах агрегатов и схеме самолета;

– наилучшие полезное аэродинамическое взаимовлияние частей ЛА при плавном развитии срыва потока с корневых частей крыла к концевым;

– эффективность управляющих поверхностей во всем диапазоне углов атаки, включая и закритические (сваливание, штопор);

– линию продольной тяги двигателей возможно ближе к центру масс, чтобы исключить влияние режима работы на положение рулей высоты.

Объемная компоновка должна:

– увязать объемы служебной и целевой нагрузки, топлива, оборудования и управления с объемами крыла и фюзеляжа;

– уточнить бытовое оборудование и интерьер кабин, размещение пассажиров, багажа, почты и грузов, входных и аварийных дверей, токов, аварийного оборудования;

– обеспечить удельные объемы для размещения багажа – 120 кг/м^3 , почты – 270 кг/м^3 , грузов – 300 кг/м^3 , а пол грузовой кабины должен быть рассчитан на удельную нагрузку 4000 Н/м^2 и объем кабины на одного пассажира не менее $0,8 \text{ м}^3$.

Силовая компоновка должна:

– определить рациональную силовую схему для крыла фюзеляжа, горизонтального и вертикального оперений, конструктивно-силовую схему шасси, рамы крепления двигателя⁴

– увязать конструктивно-силовые схемы всех агрегатов и частей самолета в единую силовую схему с размещением стыковых узлов и разъемов, технологических и эксплуатационных разъемов;

– предусмотреть необходимые технологические и эксплуатационные вырезы и мочки с их подкреплением для осмотра и обслуживания агрегатов и систем самолета в процессе эксплуатации.

Массовая компоновка и **центровка** являются составной частью весового проектирования и должны обеспечить:

– размещение центров масс (ЦМ) топлива, пассажиров, грузов ближе к ЦМ пустого самолета;

– уменьшение разноса масс по размаху крыла и фюзеляжа для улучшения характеристик устойчивости и управляемости самолета;

– положение ЦМ самолета в строго заданном диапазоне на средней аэродинамической хорде b_a ; для легких самолетов классической схемы проектное положение ЦМ;

– $\bar{X}_T = 0,23 \dots 0,26$;

– для удобства эксплуатации желательно, чтобы диапазон центровок был возможно больше и следует стремиться к предельно передней допустимой центровке $16 \dots 18\% b_a$, а предельно задней допустимой центровке

36...38% b_a при запасе продольной статической устойчивости не менее 5...7% b_a ;

средняя аэродинамическая хорда трапецевидного в плане крыла может быть вычислена

$$b_A = \frac{4}{3} \left[\frac{\eta(\eta+1)+1}{(\eta+1)^2} \right] \sqrt{S},$$

где $S = \frac{m_0 g}{10 \cdot p_0}$ - площадь крыла, m^2 ,

$\eta = \frac{b_0}{b_{\text{кц}}}$ - сужение крыла;

$b_0 = \frac{2\eta}{(1+\eta)} \frac{S}{l}$, m - корневая хорда крыла;

$l = \sqrt{S \cdot \lambda}$, m - размах крыла;

$b_{\text{кц}} = \frac{2}{(1+\eta)} \cdot \frac{S}{l}$, m - концевая хорда крыла.

Положение b_A по оси X от корневой хорды и по оси Z от оси симметрии самолета

$$X_A = \frac{1}{6} \left(\frac{\eta+2}{\eta+1} \right) \text{tg} \chi_{\text{пк}},$$

$$Z_A = \frac{1}{6} \cdot \frac{\eta+2}{\eta+1},$$

где $\chi_{\text{пк}}$ - угол стреловидности по передней кромке крыла при виде в плане; расчетные значения координат ЦМ самолетов с неубирающимися шасси для следующих случаев эксплуатации:

- взлетная масса и 100% целевой нагрузки;

- посадочная масса и топливо на борту превышает навигационный запас на 10-15%;
 - пустой самолет без нагрузки для шасси с носовой опорой (непокидывание на хвост);
 - взлетная масса без нагрузки с максимальным запасом топлива вместо нагрузки (перегоночный вариант);
- расчет относительной координаты ЦМ по оси X в % b_A :

$$\bar{X}_T = \frac{X_T - X_A}{b_A} \cdot 100,$$

по оси Y в м

$$Y_T = \frac{\sum m_i y_i}{\sum m_i},$$

где $X_T = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i}$, m_i – координата ЦМ по оси X от носка самолета;

X_A – координата в м по оси X от носка самолета до носка b_A ;

m_i – масса какого-либо элемента, кг;

X_i, Y_i – координаты центра масс элемента по оси X и Y, м.

Расчет центровки выполняется с помощью центровочного чертежа, на котором изображается самолет при виде сбоку слева и в плане с нанесенными координатной сеткой и координатами ЦМ элементов по оси X и Y и центровочной ведомости, в которой фиксируются все элементы, из массы, координаты масс по оси X и Y и произведения масс на координаты.

Типовая массовая сводка, по которой составляется центровочная ведомость, приводится в [3].

2.4. Аэродинамический расчет самолета

2.4.1. Лобовое сопротивление самолета

Полное лобовое сопротивление самолета включает профильное и индуктивное сопротивления:

$$X_a = X_{a_0} + X_{a_i}$$

В безразмерных коэффициентах

$$C_{X_a} = C_{X_{a_0}} + C_{X_{a_i}} = C_{X_{a_0}} + AC_{Y_a}^2,$$

где C_{Y_a} - коэффициент подъемной силы крыла;

$C_{X_{a_0}}$ - коэффициент сопротивления самолета при нулевой подъемной силе (когда $C_{Y_a} = 0$);

$C_{X_{a_i}} = AC_{Y_a}^2$ - коэффициент индуктивного сопротивления;

A - коэффициент отвала поляры,

$$A = \frac{1 + \delta}{\pi \cdot \lambda_{\text{эф}}};$$

δ - коэффициент, учитывающий форму крыла в плане, в зависимости от удлинения λ и сужения крыла η (рис. 2.1);

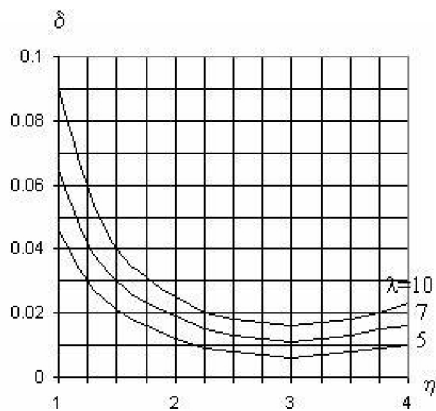


Рис. 2.1. Коэффициент δ

$\lambda_{эф}$ – эффективное удлинение крыла

$$\lambda_{эф} = \frac{k \cdot \lambda}{1 + \frac{S_i}{S}} ;$$

$$\lambda = \frac{l^2}{S} - \text{удлинение крыла};$$

S – площадь крыла;

$S_i = S_{п.ф} + S_{мг}$ – площадь подфюзеляжной части крыла и площадь крыла, занятая гондолами двигателя на крыле;

k – коэффициент, учитывающий установку охлаждающих устройств;

$k = 0,82$ – при установке ПД воздушного охлаждения в носовой части фюзеляжа и выходным отверстием, расположенным внизу;

$k = 0,74$ – при установке ПД в носовой части фюзеляжа с выходным отверстием сбоку фюзеляжа, под крылом;

$k = 0,8$ – при тоннельных радиаторах, расположенных под фюзеляжем или под крылом.

Коэффициент лобового сопротивления самолета при нулевой подъемной силе относится к полной площади крыла S и равен сумме коэффициентов минимального лобового сопротивления изолированных омываемых частей крыла, фюзеляжа, оперения, гондол, двигателей, шасси

$$C_{Xa_0} = \frac{C_{Xa_{кр}} \cdot S}{S} + \frac{C_{Xa_{ф}} \cdot S_{МФ}}{S} + \frac{C_{Xa_{ГО}} \cdot S_{ГО}}{S} + \frac{C_{Xa_{ВО}} \cdot S_{ВО}}{S} + \frac{C_{Xa_{ММГ}} \cdot S_{ММГ}}{S} + \frac{C_{X_{ш}} \cdot S_{МШ}}{S},$$

где S , $S_{МФ}$, $S_{ГО}$, $S_{ВО}$, $S_{ММГ}$, $S_{МШ}$ – соответственно площади крыла, миделя фюзеляжа, площади г.о. и в.о., миделя мотогондол и шасси.

2.4.1.1. Коэффициент сопротивления крыла

Минимальный коэффициент аэродинамического сопротивления крыла

при дозвуковых скоростях полета самолета

$$C_{\text{Хакр}} = C_{\text{Хар}} + \Sigma C_{\text{Ха}},$$

где $C_{\text{Хар}}$ – коэффициент профильного сопротивления;

$\Sigma C_{\text{Ха}}$ – сумма коэффициентов дополнительных сопротивлений с учетом особенностей крыла, надстроек на крыле, щелей и т.д.;

Коэффициент профильного сопротивления

$$C_{\text{Хар}} = 0,925 \cdot K_1 \cdot C_f \cdot \eta_c \cdot \eta_m,$$

где K_1 – коэффициент, учитывающий наличие гондол двигателей на крыле;

$K_1 = 2$ - если крыло без гондол;

$$K_1 = 2 - \frac{S_{\text{МГ}}}{S} \text{ – если крыло с гондолами двигателей;}$$

C_f – коэффициент сопротивления трения плоской пластинки, зависящей от числа Рейнольдса (Re) и положения точки перехода \bar{X}_T (в долях хорды крыла) ламинарного пограничного слоя в турбулентный.

Для большинства легких самолетов с ПД и ТВД и крыльев, обдуваемых винтами, $\bar{X}_T = 0$;

$$Re = \frac{V \cdot b_{\text{ср}}}{\nu},$$

где V – скорость полета, м/с;

$b_{\text{ср}}$ – средняя геометрическая хорда крыла, м;

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \text{ – кинематический коэффициент вязкости воздуха;}$$

ρ – плотность воздуха;

μ – коэффициент вязкости воздуха.

Значения ρ , ν , μ берутся для расчетной высоты полета по таблице стан-

дартной атмосферы:

для $t=15^{\circ}\text{C}$; $p=760$ мм рт.ст.; $\rho_0=0,125\text{кг}\cdot\text{с}^2/\text{м}^4$; $v_0=0,145 \cdot 10^{-4}$ м²/с;

$$C_f = \frac{0,072}{\text{Re}^{0,2}} \quad \text{при } 10^5 < \text{Re} < 10^6;$$

$$C_f = \frac{0,455}{(1+0,178M^2) \left[\lg \frac{\text{Re}}{(1+0,178M^2)^{2,8}} \right]} \quad \text{при } \text{Re} > 10^6,$$

где $M = \frac{V}{a}$ - число М полета;

a – скорость звука в м/с на расчетной высоте полета по таблице СА;

V – скорость полета, м/с;

η_c – коэффициент, учитывающий переход от плоской пластинки к профилю крыла;

$$\eta_c = 1 + 3,5 \bar{C}_{\text{ср}},$$

где $\bar{C}_{\text{ср}} = \frac{C_0 + C_{\text{к}}}{2}$ - средняя относительная толщина профиля крыла в

корне и концевого профиля;

η_m - коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости воздуха на профильное сопротивление;

$$\eta_m = 1 + 0,1M^2.$$

Коэффициент дополнительного сопротивления $\Sigma C_{\text{Ха}}$ учитывает сумму следующих дополнительных слагаемых $\Delta C_{\text{Ха}}$:

$\Delta C_{\text{Ха}} = 0,0012$ – металлическое крыло с заклепками впотай, листы обшивки соединены встык;

$\Delta C_{\text{Ха}} = 0,002$ – крыло имеет 100% выступающих головок заклепок по хорде;

$\Delta C_{Xa} = 0,0017$ – крыло имеет 90 выступающих головок заклепок по хорде;

$\Delta C_{Xa} = 0,002 \frac{l_{пр}}{l} + 0,0001$ - щель между крылом и предкрылком на размахе предкрылка $l_{пр}$;

$\Delta C_{Xa} = 0,0017 \frac{l_3}{l}$ - щель между крылом и закрылком на размахе закрылка l_3 ;

$\Delta C_{Xa} = 0,0017 \frac{l_{эл}}{l_{ом}}$ – профилированная щель между крылом и элероном с осевой компенсацией на размахе $l_{эл}$, отнесенной к размаху крыла за вычетом ширины фюзеляжа $l_{ом} = l - l_{ф}$;

$\Delta C_{Xa} = 0,0003$ – учитывает увеличение сопротивления вследствие обдувки части крыла винтами;

$\Delta C_{Xa} = C_{Хар} \left(1 - \frac{K_{ав} \cdot S_{ПФ}}{S} \right)$ – учитывает дополнительное сопротивление от интерференции крыла и фюзеляжа,

где $K_{ав}$ – коэффициент аэродинамического взаимодействия крыла и фюзеляжа в зависимости от схемы самолета:

$K_{ав} = 0,95$ – высокоплан;

$K_{ав} = 0,85$ – среднеплан;

$K_{ав} = 0,25$ – низкоплан с круглым поперечным сечением;

$K_{ав} = 0,5$ – низкоплан с овальным поперечным сечением;

$K_{ав} = 0,6$ – низкоплан с плоским поперечным стенками фюзеляжа.

Для крыльев с ламинизированными профилями коэффициент C_f рассчитывается с учетом ламинарного и турбулентного обтекания крыла.

Для расчета чистых необдуваемых крыльев самолетов с толкающими винтами и крыльев планеров с ламинизированными или ламинарными профилями с высоким классом чистоты поверхности надо знать положение точ-

ки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный \bar{X}_T . В первом приближении можно принять, что точка перехода близка к месту максимальной толщины профиля, т.е. $\bar{X}_T \approx \bar{X}_C$.

Коэффициент трения C_f в этом случае

$$C_f = C_{fл} \cdot \bar{X}_T + C_{fT} (1 - \bar{X}_T),$$

где $C_{fл} = \frac{1,328}{\sqrt{Re_\lambda}}$ и $Re_\lambda = \frac{V \cdot b_{cp} \bar{X}_T}{\nu}$;

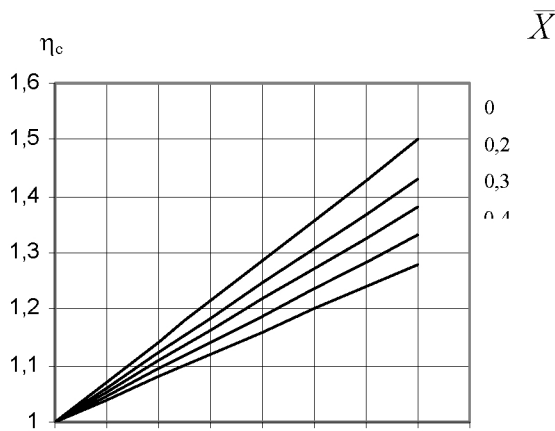
$$C_f = \frac{0,455}{(1 + 0,178M^2) \left[\lg \frac{Re}{(1 + 0,178M^2)^{2,8}} \right]}$$
 и

$$Re_T = \frac{V \cdot b_{cp} (1 - \bar{X}_T)}{\nu};$$

$C_{fл}$, Re_λ , C_{fT} и Re_T – соответственно для ламинарного и турбулентного обтекания.

Коэффициент η_c определяется в зависимости от \bar{X}_T и \bar{C}_T (рис. 2.2).

Коэффициент $\eta M=1$ для скоростей полета $M < 0,4$.



$$\overline{C} \%$$

Рисунок 2.2. Коэффициент η_c

2.4.1.2. Коэффициент сопротивления оперения

Профильное сопротивление горизонтального и вертикального оперения определяются аналогично крылу:

$$C_{Xa_{ГО\ BO}} = 0,925 \cdot 2C_f \cdot \eta_c + \Delta C_{X_{ГО\ BO}} + \Sigma C_{Xa},$$

где коэффициенты C_f и η_c для оперения, обдуваемого воздушным винтом, определяются по графикам (рис. 2.2 и 2.3) при $\overline{X}_T = 0$ или по формулам для чисел Рейнальда

$$Re = \frac{V \cdot b_{cp_{ГО\ BO}}}{\nu} \quad \text{и} \quad b_{cp_{ГО}} = \frac{S_{ГО}}{l_{ГО}};$$

$\Delta C_{X_{ГО}} = 0,002$ – если рули высоты без аэродинамической компенсации;

$\Delta C_{X_{ГО}} = 0,003$ – если рули высоты с осевой компенсацией;

ΣC_{Xa} – определяется аналогично крылу, $\Sigma C_{Xa} = \Sigma \Delta C_{Xa}$.

ΣC_{Xa} для горизонтального и вертикального оперения, которые не обдуваются винтами, расчет профильного сопротивления аналогичен крылу с ламинизированными профилями.

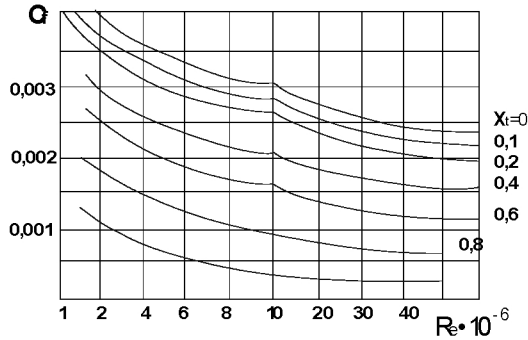


Рис. 2.3 Коэффициент трения плоской пластинки

2.4.1.3. Коэффициент сопротивления фюзеляжа

Коэффициент сопротивления фюзеляжа, обдуваемого винтом, расположенным в носовой части фюзеляжа,

$$C_{Xa\phi} = C_{Xa\rho\phi} + \Delta C_{Xa\phi} + \Sigma \frac{\Delta C_{Xa}^{\text{над}} \cdot S_{\text{над}}}{S_{\text{М.Ф.}}},$$

где $C_{Xa\rho\phi}$ - профильное сопротивление фюзеляжа,

$$C_{Xa\rho\phi} = C_f \cdot \eta_\lambda \cdot \eta_M \cdot \frac{S_{\text{ОМ}}}{S_{\text{М.Ф.}}},$$

C_f – коэффициент трения плоской пластинки определяется по графику (рис. 2.4) в зависимости от чисел Рейнольдса фюзеляжа,

$$\text{Re} = \frac{V \cdot l_\phi}{\nu};$$

η_λ - коэффициент, учитывающий влияние удлинения фюзеляжа, определяется по графику (рис. 2.5) в зависимости от удлинения фюзеляжа

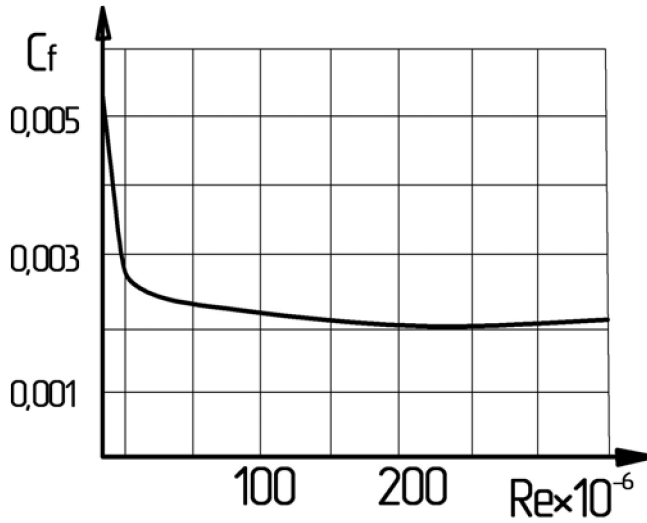


Рис. 2.4 Коэффициент трения плоской пластинки

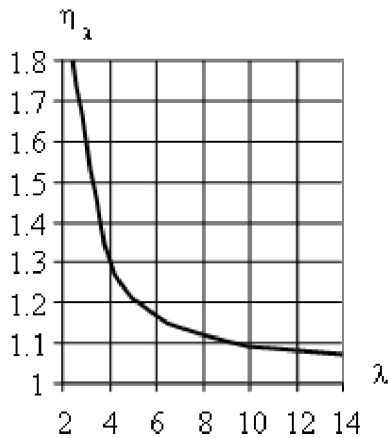


Рис. 2.5 Коэффициент η

$$\lambda_\Phi = \frac{l_\Phi}{\sqrt{4S_{M\Phi}/\rho}}$$

где $S_{M\Phi}$ – площадь миделевого сечения фюзеляжа;

l_{Φ} – длина фюзеляжа;

$\eta_M = 1$ для $M < 0,4$ – коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости воздуха;

S_{OM} – омываемая поверхность фюзеляжа,

$$S_{OM} = (S_{\Phi\delta} + S_{\Phi\Pi}) \left(2 - 0,4 \frac{S_{\Phi\Pi}}{S_{\Phi\delta}} \right),$$

где $S_{\Phi\delta}$ – площадь проекции фюзеляжа сбоку;

$S_{\Phi\Pi}$ – площадь проекции фюзеляжа в плане;

$\Delta C_{X\lambda\Phi}$ – дополнительный коэффициент, учитывает неровности фюзеляжа, тип и место размещения силовой установки, имеет значения:

0,0004...0,0005 – фюзеляж металлический, обшивка клепаются внахлест;

0,00015...0,0002 – обшивка без уступов, клепка впотай;

0,0003 – обшивка полотняная;

0,01...0,015 – средняя часть фюзеляжа прямоугольная;

0,025...0,03 – на фюзеляже установлен ПД звездообразный;

0,005...0,01 – установлен рядный ПД;

$\Delta Cx_a^{над}$ - увеличение коэффициента сопротивления за счет надстроек фюзеляжа (фонарей, обтекателей, **гаргротов** и т.д.);

$S_{над}$ – площадь надстроек над фюзеляжа при вид спереди фюзеляжа.

Значение коэффициента $\Delta Cx_a^{над}$ следующие:

0,04 – фонарь кабины с плоскими гранями и коротким гаргротом;

0,035 – тот же фонарь со скругленной передней частью;

0,01 – тот же фонарь со скругленной передней частью и длинным гаргротом;

0,005 – фонарь плавно переходит в хвостовую часть фюзеляжа;

0,012 – фонарь с плоским передним стеклом, плавно переходящий в хвостовую часть фюзеляжа;

1,3 $C_{xa\Phi}$ – открытая кабина козырьком увеличивает общее сопротивление фюзеляжа на 30%.

В сопротивлении ламинизированных фюзеляжей учитывается положение миделя фюзеляжа на его длине.

Коэффициент сопротивления фюзеляжей, не обдуваемых винтами, без надстроек и малой шероховатостью поверхностей определяется аналогично ламинарному крылу:

$$C_f = C_{fл} \bar{x}_{мф} + C_{фт} (1 - \bar{x}_{мф}),$$

Где $\bar{x}_{тф} = \bar{x}_M = \frac{x_M}{l_\phi}$ - относительная координата положения миделя фюзеляжа по его длине (рис. 2.6). Число Рейнольдса уточняется для ламинарного течения и турбулентного:

$$Re_{фл} = \frac{V l_\phi \cdot \bar{x}_{тф}}{\nu} \quad \text{и} \quad Re_{фт} = \frac{V l_\phi (1 - \bar{x}_{тф})}{\nu}.$$

Остальные коэффициенты остаются без изменений.

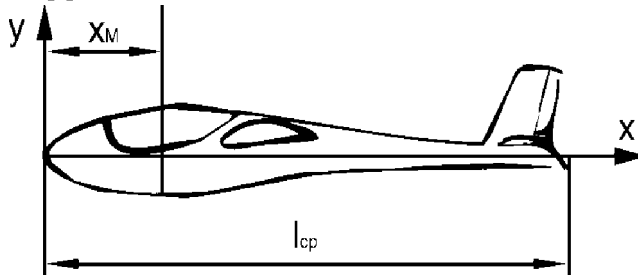


Рис 2.6. Определение точки перехода ламинарного обтекания в турбулентное

2.4.1.4. Коэффициент сопротивления гондол двигателей

Коэффициент сопротивления гондол двигателей аналогичен расчету коэффициента сопротивления фюзеляжа:

$$C_{Xa_{МГ}} = C_f \cdot \eta_\lambda \cdot \eta_M \cdot \frac{S_{OM}}{S_{ММГ}} C_{Xa_{МГ}} + \Delta C_{Xa_{МГ}} + \Sigma \frac{(\Delta C_{Xa_{МГ}} \cdot S_{МГ})_{над}}{S_{ММГ}},$$

где C_f , η_λ - определяются по рис. 2.4, 2.5 при $\bar{X}_T = 0$; $\eta_M = 1$, а число Re определяется по длине гондол двигателей;

ΔC_{XaMG} – определяется аналогично фюзеляжу;

S_{OM} – омываемая поверхность гондолы двигателя за вычетом части, занятой крылом или пилонами;

$S_{M,MG}$ – площадь миделя сечения гондолы двигателя в m^2 ;

$\Sigma(C_{XaMG} \cdot S_{MG})_{над}$ – сумма сопротивлений надстроек гондол двигателей.

Сопротивление всасывающего воздухозаборника двигателя с обтеканием, выступающим за габариты капота гондол двигателя:

$$C_{Xa} \cdot S = (0,012 \dots 0,015)N/736,$$

где N – мощность ПД в кВт.

Сопротивление выхлопных патрубков рядного ПД воздушного охлаждения

$$C_{Xa} \cdot S \approx 0,001N/736.$$

Внутренне сопротивление всасывающих патрубков

$$C_{X_A} \times S \approx 0,001 \frac{N}{V \cdot \Delta_H},$$

где V – скорость полета в м/с;

$\Delta_H = \frac{\rho_H}{\rho_0}$ - относительная плотность воздуха на расчетной высоте полета.

та.

2.4.1.5. Коэффициенты сопротивления при нулевой подъемной силе ненагруженных частей самолета

В конструкциях легких самолетов весьма часто применяют подкосы, стойки, расчалки, неубирающиеся опоры шасси, колеса и т.д.

Лобовое сопротивление таких элементов учитывается общим членом

$$C_{X_a} X = \frac{\sum C_{X_a}^D \cdot S_{MD}}{S}$$

где $C_{X_a}^D$ – коэффициент сопротивления какой-либо детали самолета;

S_{MD} – площадь миделевого сечения детали в m^2 ;

S – площадь крыла в m^2 .

Аэродинамическое сопротивление деталей самолета $C_{X_a}^D \cdot S_{MD}$ составляет:

- 0,012 – антенны легких самолетов;
- 0,01 – хвостовое колесо;
- 0,012 – открытые части куполов убранного шасси;
- 0,012 – всасывающие патрубки с обтекателями для ПД;
- 0,01 – выхлопной патрубок ПД;
- 0,005 – щели капотов ПД;
- 0,007 – зазоры между килем и рулем высоты;
- 0,001 – дорожки для хождения по крылу;
- 0,03... 0,06 – детали управления без обтекателей;
- 0,001 – профелированный подкос толщиной 20 мм и длиной 1 м;
- 0,0026 – крепление подкоса;
- 0,0016 – профелированный подкос толщиной 30 мм и длиной 1 м;
- 0,004 – крепление подкоса;
- 0,022 – профелированный подкос толщиной 40 мм и длиной 1 м;
- 0,0066 – крепление подкоса;
- 0,026 – круглая труба $\varnothing=25$ мм и длиной 1м;
- 0,052 – круглая труба $\varnothing=50$ мм и длиной 1м.

2.4.1.6. Коэффициент сопротивления шасси

Для легких и сверхлегких самолетов, имеющих многоцелевое применение и сравнительно нескоростных, чаще применяют неубирающееся шасси. Однако всегда можно определить целесообразность убирающегося или неубирающегося шасси по критической скорости такого применения:

$$V_{\text{крит}} = 860 \frac{n_2}{n_1} \frac{m_0}{C_1 \cdot L} \frac{20 + H}{20 - H} \frac{1}{\sum (B_{\text{кол}} D_{\text{кол}} - 0,214 B_{\text{кол}}^2)}$$

где m_0 – в кг;

C_1 – километровый расход топлива, кг/кВт·ч;

L – дальность полета, км;

H – высота полета, км;

$B_{\text{кол}}$ и $D_{\text{кол}}$ – ширина и диаметр колес, м;

n_1 – коэффициент применяемого колеса;

$n_1 = 4,2$ – обтекатели только на опорах шасси;

$3,0$ – обтекатели на опорах и колесах шасси;

$5,4$ – пирамидальные шасси без обтекателей;

$1,95$ – носовая опора убирается в фюзеляж, а основные опоры – в специальные обтекатели;

$n_2 = 0,02$ – имеется гидросистема для уборки шасси;

$n_2 = 0,03$ – шасси неубирающиеся.

Если скорость на основном режиме полета больше на 10% критической скорости, полученной по формуле, следует все же предпочесть неубирающееся шасси.

Коэффициент сопротивления шасси можно определить, имея размеры колес и применяемую схему шасси:

$$C_{xш} = 0,24 \frac{n_1}{S} \sum (B_{кол} \cdot D_{кол} - 0,214 B_{кол}^2),$$

где S – площадь крыла, м².

По статистике можно применять коэффициент сопротивления неубирающегося шасси C_{xш}:

0,014 – шасси с обтекателями на опорах;

0,01 – шасси с обтекателями на опорах и колесах;

0,018 – пирамидальное шасси без обтекателей.

2.4.2. Коэффициент сопротивления самолета при нулевой подъемной силе C_{xα0}

Для определения C_{xα0} всего самолета (см.п.2.4.1.) сводка лобовых сопротивлений всех агрегатов и частей самолета приведена в соответствии с выше-приведенными расчетами (табл. 2.2).

Таблица 2.2. Сводка лобовых сопротивлений при (V, H)=const

№ п/п	Наименование частей	Количество	Площадь или мидель, м ²	Общая площадь или мидель, м ²	C _{xα} всех агрегатов	C _{xα} · S _i
1	Крыло	1	S	S	C _{xαкр} C _{xαго}	C _{xαкр} · S C _{xαго} · S _{ГО}
2	Горизонтальное оперение	1	S _{го}			
3	Вертикальное оперение					
4	Фюзеляж					
5	Мотогондолы					
6	Радиаторы					
7	Шасси					
8	Отдельные детали: подкосы; расчалки;					

 и т.д.					
Итого						$C_{Xa} \cdot S_i$

Коэффициент минимального лобового сопротивления всего самолета:

$$C_{Xa} = 1,05 \cdot \frac{\sum C_{Xa}}{S}$$

где 1,05 – коэффициент, учитывающий лобовое сопротивление не поддающихся расчету деталей.

2.4.3. Коэффициент аэродинамической подъемной силы самолета

Для легких дозвуковых самолетов нормальной схемы принимают, что подъемная сила создается только крылом:

$$C_{y_a} = C_{y_{a\text{кр}}}$$

Для углов атаки $\alpha < 10 \dots 12^\circ$ коэффициент силы:

$$C_{y_a} = C_{y_{a\text{кр}}}^\alpha (\alpha - \alpha_0)$$

где $C_{y_{a\text{кр}}}^\alpha$ - производная коэффициента подъемной силы по углу атаки крыла α ;

$$C_{y_{a\text{кр}}}^\alpha = \frac{2,02 \cdot \pi \cdot \lambda}{\bar{p} \cdot \lambda + 2}$$

где \bar{p} - отношение полупериметра крыла к его размаху для прямых крыльев легких самолетов, планеров:

$$\bar{p} = 1 + \frac{2}{\lambda(\eta + 1)}$$

α - текущий угол атаки крыла в градусах;

α_0 - угол атаки крыла при нулевой подъемной силе (зависит от кривизны и крутки крыла);

$$\text{для современных профилей } \alpha_0 = \alpha_{0F} + \alpha_{0\tau}$$

где α_{0F} - зависит от кривизны профиля и определяется по характеристикам профиля крыла; $\alpha_{0F} = -(2 \dots 3^\circ)$;

$$\alpha_{0\tau} = -\frac{d\alpha_0}{d\tau} \cdot \tau; \text{ для дозвуковых профилей } \alpha_{0\tau} = -(0,5 \dots 1^\circ);$$

$\tau = 0 \dots 5^\circ$ - угол крутки крыла для легких самолетов;

для линейной крутки крыла производная $\frac{d\alpha_0}{d\tau}$ вычисляется:

$$\frac{d\alpha_0}{d\tau} = 0,093 - 0,00057 \arctg \left[\frac{\text{tg}\chi}{\beta} \right] + \frac{0,566}{\eta} - \frac{0,2645}{\sqrt{\eta}},$$

где $\beta = \sqrt{1 - M^2}$ при $M < 1$;

χ - стреловидность крыла по четверти хорд, рад.

Угол атаки самолета:

$$\alpha = \alpha_\phi + \phi_{УСТ},$$

где α_ϕ - угол атаки относительно продольной оси фюзеляжа;

$\phi_{УСТ}$ - установочный угол крыла относительно оси фюзеляжа;

$\phi_{УСТ} = 2 \dots 3^\circ$ - для легких многоцелевых самолетов;

$\phi_{УСТ} = 0 \dots 2^\circ$ - для легких спортивных самолетов;

$\phi_{УСТ} = 4 \dots 6^\circ$ - для планеров и мотопланеров.

Построение зависимости коэффициента аэродинамической подъемной

силы от угла атаки $C_{y_a} = C_{y_{a_{кр}}}^\alpha (\alpha - \alpha_0)$,

где первая точка $\alpha = \alpha_0$ и $C_{y_a} = 0$ (рис. 2.7);

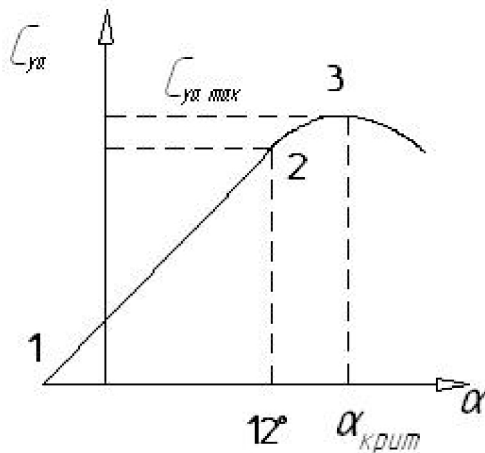


Рис 2.7. Построение зависимости $C_{y_a} = f(\alpha)$

Вторая точка $\alpha \approx 12^\circ$ и $C_{y_a} = C_{y_{a_{кр}}}^\alpha (\alpha - \alpha_0)$, α и α_0 , рад.

Третья – критический угол атаки крыла:

$$\alpha_{\text{крит}} = \Delta\alpha_{\text{крит}} + \frac{C_{y_{a_{\max}}}}{C_{y_{a_{кр}}}^\alpha / 57,3} + \alpha_0;$$

$\Delta\alpha_{\text{крит}} = 1^\circ$ - для легких самолетов;

$C_{y_{a_{\max}}}$ - максимальный коэффициент подъемной силы крыла самолета без механизации или с механизацией крыла по передней и задней кромкам.

Следует учесть, что увеличение угла атаки α на один градус дает прирост $C_{y_a} \approx 0,1$.

Для современных легких летательных аппаратов рекомендуется новый

профиль крыла GA (W) – 1, разработанный известным американским аэродинамиком Уиткомбом и его сотрудниками. Координаты профиля GA (W) – 1 даны в таблице 2.3

Таблица 2.3

$\frac{x}{b}$	$\frac{Yb}{b}$	$\frac{Yn}{b}$	$\frac{x}{b}$	$\frac{Yb}{b}$	$\frac{Yn}{b}$	$\frac{x}{b}$	$\frac{Yb}{b}$	$\frac{Yn}{b}$
0,000	0,00000	0,00000	0,3000	0,10160	-0,06450	0,7500	0,06513	-0,0249
0,005	0,02040	-0,0138	0,4000	0,10491	-0,0649	0,8000	0,05286	-0,0160
0,025	0,04170	-0,0269	0,5000	0,10258	-0,0610	0,8500	0,03988	-0,0086
0,050	0,05589	-0,0358	0,5500	0,09910	-0,0570	0,9000	0,02639	-0,0036
0,100	0,07300	-0,0470	0,6000	0,09371	-0,0508	0,9500	0,01287	-0,0026
0,150	0,08400	-0,0543	0,6500	0,08599	-0,0428	0,9750	0,00609	-0,0040
0,200	0,09200	-0,0593	0,7000	0,07634	-0,0340	1,0000	0,00070	-0,0080

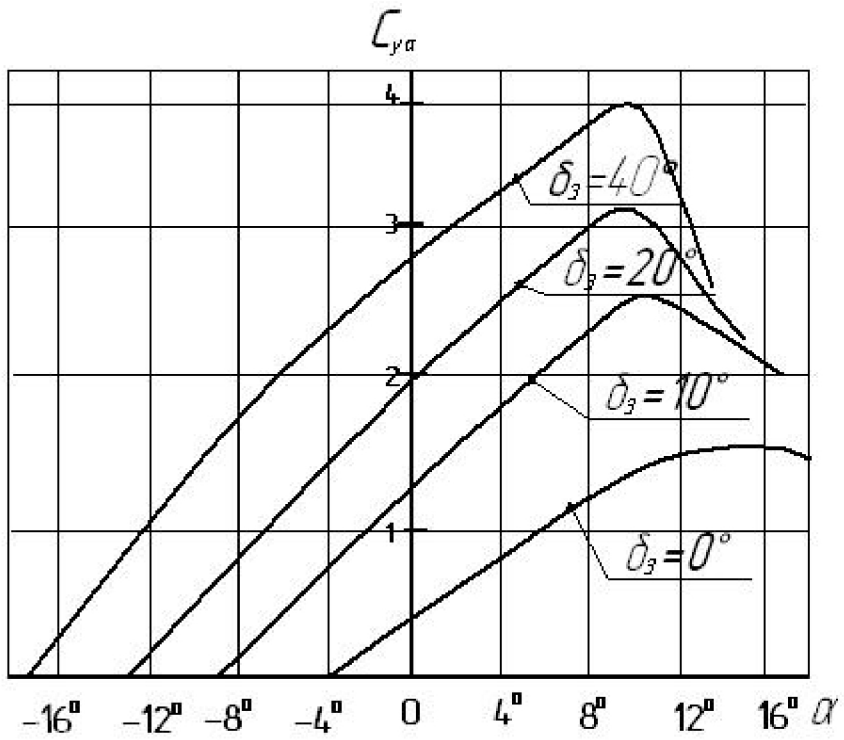


Рис 2.8. Зависимость $C_{y\alpha}$ от угла атаки α профиля GA (W) – 1; δ_3 – угол отклонения закрылка

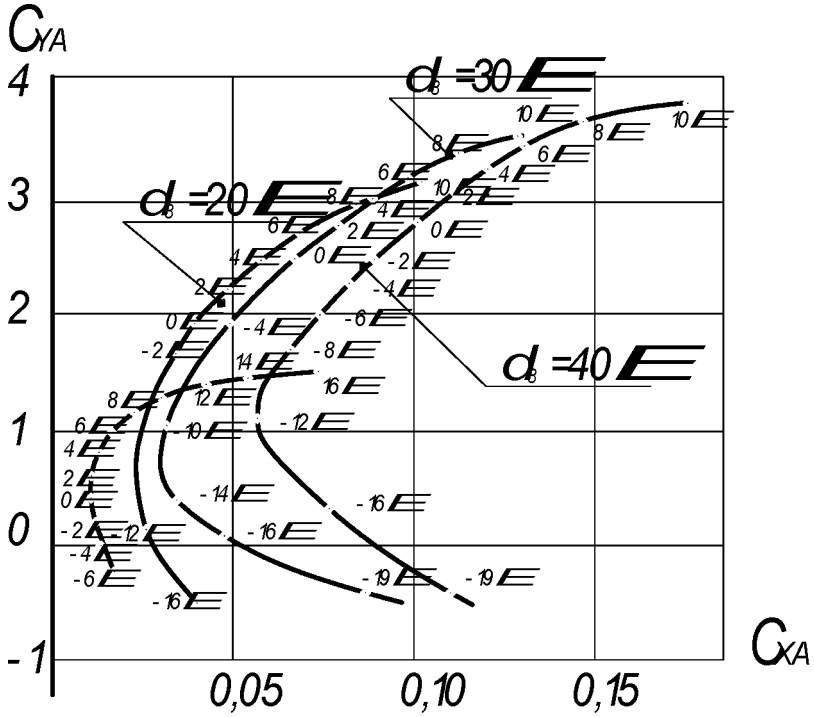


Рис 2.9. Поляры профиля GA(W)-1. Предкрылков нет

График зависимости $C_{y_a} = f(\alpha)$ и профильная поляра $C_{y_a} = f(C_{x_{ар}})$ представлен на рис. 2.7 и 2.8.

При расчетах максимальный коэффициент подъемной силы немеханизированного крыла можно определить:

$$C_{y_{a \max}} = C_{y_{a \max}}^{\text{Пр}} \cdot K_{\eta} \frac{(1 + \cos \chi)}{2}$$

где $C_{y_{a \max}}^{\text{Пр}}$ - максимальный коэффициент подъемной силы профиля крыла по средней геометрической хорде;

K_{η} - коэффициент, зависящий от сужения крыла в плане:

$\eta=1; 2; 3; 4;$

$K_{\eta} = 0,9; 0,94; 0,93; 0,92.$

Коэффициент максимальной подъемной силы крыла с механизацией по задней и передней кромкам:

$$C_{y_{a \max}}^{\text{мех}} = C_{y_{a \max}} + \Delta C_{y_{a \max}}^{\text{З.К}} (K_1, K_2, K_3, K_4, K_5) + \Delta C_{y_{a \max}}^{\text{П.К}} (K_4, K_5, K_6, K_7) + \Delta C_{a, \phi}$$

где $C_{y_{a \max}}$ - определяется для немеханизированного крыла;

$\Delta C_{y_{a \max}}^{\text{З.К}}$ - приращение коэффициента подъемной силы от механизации задней кромки крыла (табл. 2.3);

$\Delta C_{y_{a \max}}^{\text{П.К}}$ - приращение коэффициента подъемной силы от механизации передней кромки крыла (табл. 2.3);

$\Delta C_{y_{a \phi}}$ - приращение коэффициента подъемной силы из-за влияния фюзеляжа, его ширины b_{ϕ} и длины l_{ϕ} ;

поправочные коэффициенты, учитывают влияние на $\Delta C_{y_{a \max}}$:

K_1 – относительной толщины крыла;

K_2 – угла отклонения закрылка;

K_3 – относительной хорды закрылка;

K_4 – относительного размаха закрылка (подкрылка);

K_5 – стреловидности по $1/4$ хорд крыла;

K_7 – относительной хорды механизации передней кромки.

Значения коэффициентов подъемной силы от механизации передней и задней кромок, поправочных коэффициентов представлены в табл. 2.4 и на рис. 2.11.

Приращение коэффициента подъемной силы из-за влияния фюзеляжа, то есть его относительной ширины $b_{\phi}/l_{\phi} = \overline{b_{\phi}}$ представлено на рис. 2.10.

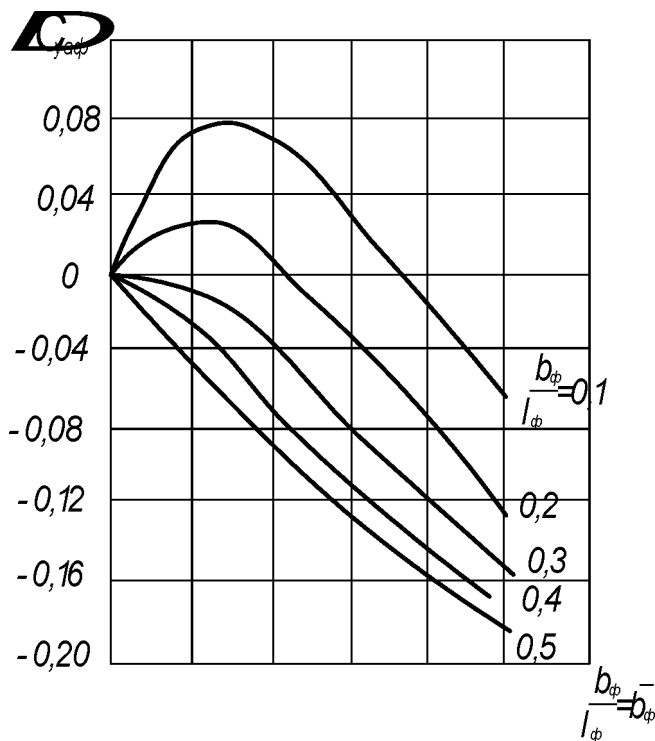


Рис 2.10. Прирост $\Delta C_{y_{a\phi}}$








После расчета коэффициента $\Delta C_{y_{a\max}}$ немеханизированного крыла и $\Delta C_{y_{a\max}}^{\text{тех}}$ крыла с механизацией необходимо рассчитать и коэффициент лобового сопротивления самолета с учетом механизации крыла и учесть изменение профильного сопротивления от прироста коэффициента подъемной

силы за счет механизации:



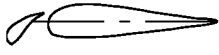
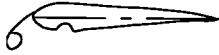
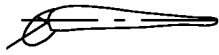
$$C_{X_a} = C_{X_{a_0}} + \Delta C_{X_a}^{\text{mex}} + \Delta C_{X_{a_p}} + C_{X_{a_i}},$$

где $C_{X_{a_0}}$ - коэффициент сопротивления самолета без механизации крыла (см. п. 2.4.2);

Таблица 2.4. Аэродинамические характеристики крыла с механизацией

№ п/п	Конфигурация	Тип механизации	δ^{opt}	$\Delta C_{y_{a \max}}$	$\Delta C_{y_{a \min}}$	Число Re
1		Исходное крыло: $C_{y_{a \max}} = 1,0$ $C_{y_{a \min}} = 0,009$				$6 \cdot 10^6$
2		Простой щиток	60	0,8	0,23	$6 \cdot 10^6$
3		Щиток ЦАГИ	45	1,15	0,21	$6 \cdot 10^6$
4		Простой закрылок	60	0,9	0,12	$6 \cdot 10^6$
5		Однощелевой закрылок	40	1,18	0,13	$3,5 \cdot 10^6$
6		Двухщелевой закрылок	30/55	1,4	0,23	$6 \cdot 10^6$
7		Трехщелевой закрылок	30/44/ 55	1,6	0,23	$6 \cdot 10^6$

Продолжение табл. 2.4

8		Закрылок Фаулера	30	1,67	0,1	$3,5 \cdot 10^6$
9		Двухщелевой закрылок	15/30	2,25	0,15	$3,5 \cdot 10^6$
10		Предкрылок	$\frac{25 \dots 30}{0}$	0,6...0,9	≈ 0	$6 \cdot 10^6$
11		Щиток Крюгера	$\frac{40 \dots 45}{5}$	0,4...0,5	≈ 0	$8,2 \cdot 10^6$
12		Отклоняемый носок крыла	30	0,55 (№2-4) 0,75 для №4-8	≈ 0	$6 \cdot 10^6$

Примечание: δ°_{opt} – оптимальное значение угла отклонения органа механизации для получения $C_{y_{a \max}}$; $\Delta C_{y_{a \max}}$ – приращение коэффициента максимальной подъемной силы; $\Delta C_{y_{a \min}}$ – приращение коэффициента сопротивления от механизации при δ°_{opt} ; Re - число Рейнольдса при испытании механизации при испытании механизации; значения даны для исходной геометрии крыла:

$$\lambda=12; \eta=1,0; \bar{c}=10\%; \chi=0^{\circ}; \text{вмех}=0,3; \text{впр}=0,15 \text{ по всему размеру.}$$

На рис. 2.11 приведены значения поправочных коэффициентов, которые необходимо ввести в табличные значения для перерасчета на другие геометрические данные.

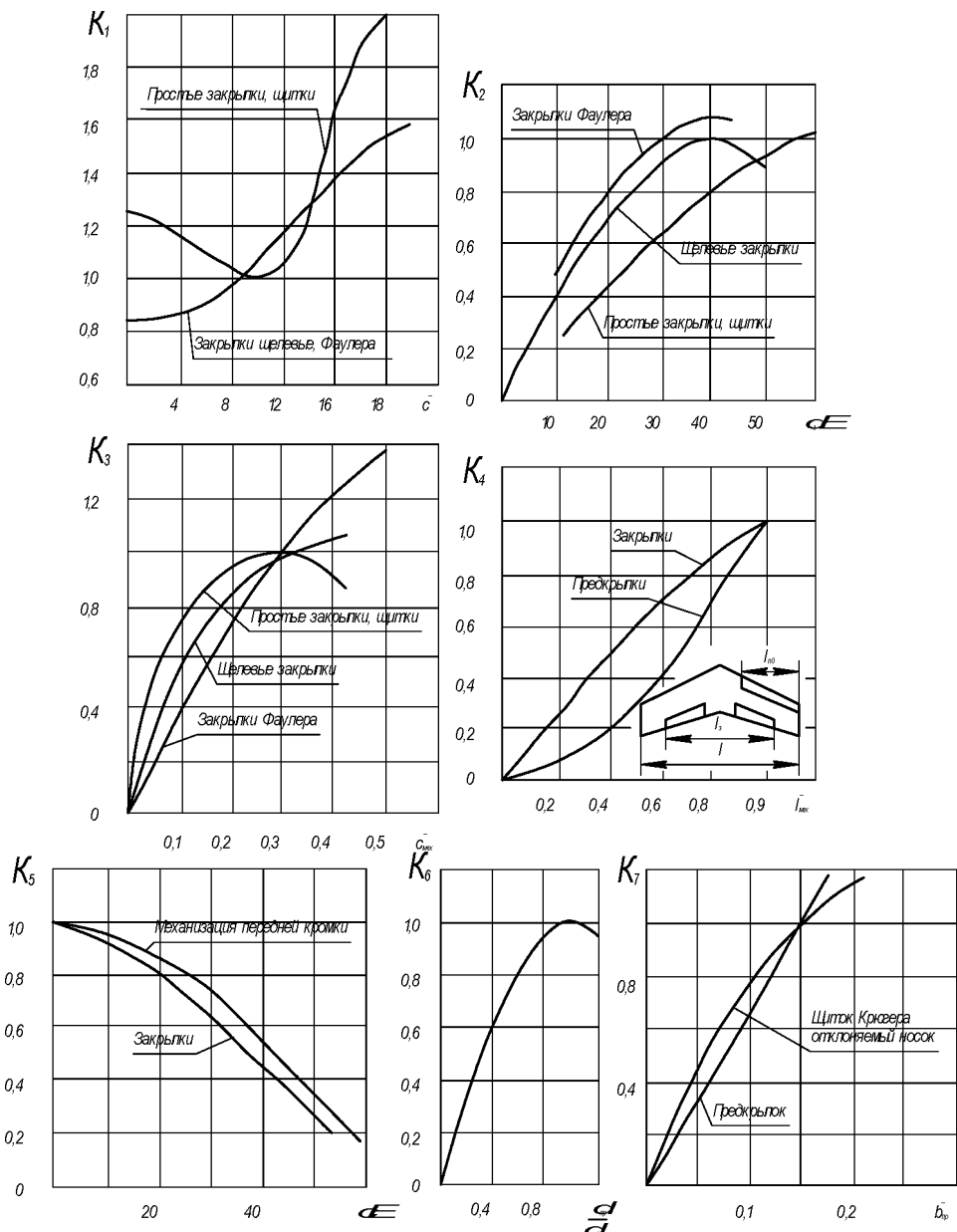


Рис 2.11. Поправочные коэффициенты $K_1 \dots K_7$ для определения приращения коэффициента подъемной силы от механизации крыла

ΔC_{Xa}^{mex} – приращение сопротивления от механизации крыла в зависимости от типа механизации:

$$\Delta C_{Xa}^{mex} = \Delta C_{Xamin} \cdot K_{\bar{b}} \cdot K_{\bar{l}} \cdot K_{\phi} \cdot K_{\chi},$$

где ΔC_{Xamin} – определяется в зависимости от типа механизации в табл. 2.3;

поправочные коэффициенты (рис. 2.12) учитывают влияние:

$K_{\bar{b}}$ – относительной хорды закрылка;

$K_{\bar{l}}$ – относительного размаха механизации;

K_{ϕ} – ширины фюзеляжа;

K_{χ} – угла стреловидности по оси шарниров закрылка;

$\Delta C_{хар}$ – поправка, учитывающая изменение профильного сопротивления самолета с изменением коэффициента подъемной силы крыла; определяется в зависимости от относительного параметра \bar{C}_{Ya} ,

$$\text{где } \bar{C}_{Ya} = \frac{C_{Ya}}{C_{Yamax}}, \text{ (см. рис. 2.13.)}$$

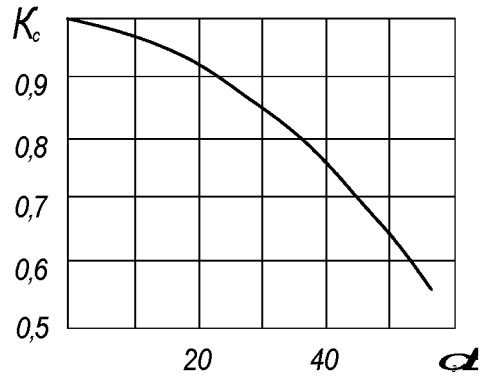
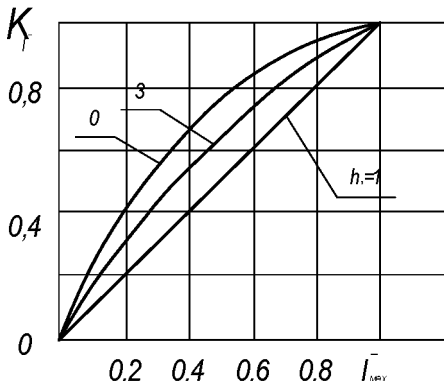
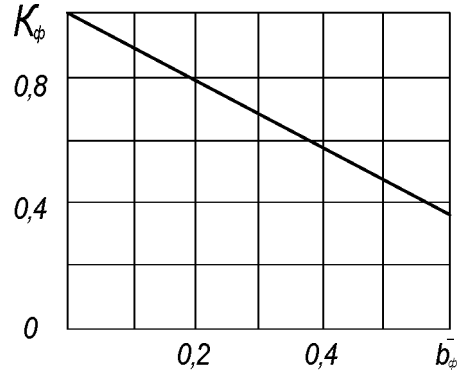
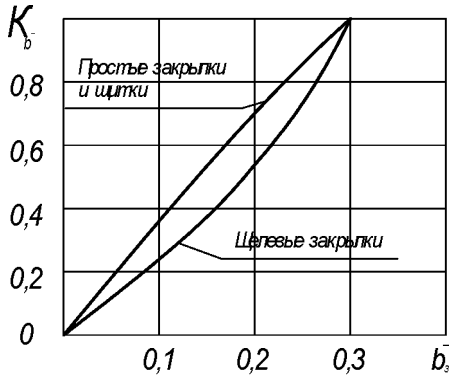


Рис. 2.12. Поправочные коэффициенты $K_{\bar{b}}$, $K_{\bar{l}}$, K_{ϕ} , K_{χ}

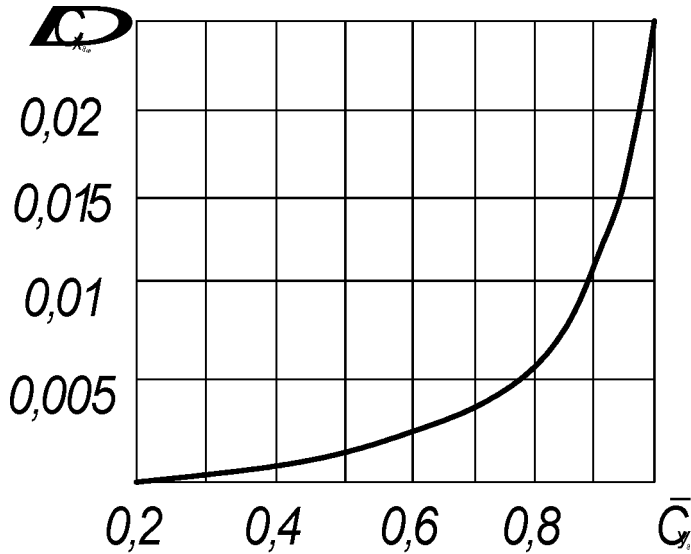


Рис 2.13. Поправка ΔC_{xa}

2.4.4. Построение поляра самолета

Графики зависимости $C_{ya} = f(C_{xa})$ строятся для самолета с немеханизированным крылом в следующей последовательности по известному коэффициенту подъемной силы $C_{ya\max}$ и C_{xa0} .

По форме крыла в плане в зависимости от λ и η определяются коэффициент σ и эффективное удлинение крыла (см. п. 2.4.1).

Задаваясь значениями коэффициента C_{ya} от нуля до $C_{ya\max}$, определяют значения индуктивного сопротивления C_{xai} (см п. 2.4.1).

По относительному параметру $C_{ya} = \frac{C_{ya}}{C_{ya\max}}$ определяют прирост профильного сопротивления ΔC_{xa} по рис. 2.13.

Вычисляют значения коэффициента сопротивления самолета

$$C_{xa} = C_{xa0} + C_{xai} + \Delta C_{xa}$$

Наносят на поляру значения углов атаки по данным зависимости $C_{ya} = f(\alpha)$.

Поляру для самолета с механизированным крылом строят в следующей последовательности.

Выбирают тип механизации крыла по табл. 2.3 и вычисляют коэффициент максимальной подъемной силы крыла $C_{Ya \max}^{\text{мех}}$ (см. п. 2.4.3).

Задаваясь рядом значений C_{ya} от нуля до $C_{Ya \max}^{\text{мех}}$ вычисляют значение индуктивного сопротивления C_{xai} .

Вычисляют приращение сопротивления от механизации крыла $\Delta C_{Xa}^{\text{мех}}$.

Вычисляют коэффициент лобового сопротивления самолета с учетом механизации крыла:

$$C_{Xa} = C_{Xa0} + C_{Xai} + \Delta C_{Xap} + \Delta C_{Xa}^{\text{мех}}.$$

Поляры могут быть построены для крыла с механизацией, отклоненного для взлетного и посадочного положений.

2.4.5. Расчет летных характеристик

Летные характеристики легких летательных аппаратов с поршневыми двигателями рассчитываются по методу мощностей и основными исходными данными для этого являются поляра самолета и характеристики авиационных двигателей. Для каждого летательного аппарата проводится выбор энерговооруженности, потребной для осуществления полета на разных режимах.

2.4.5.1. Полет на максимальной скорости

Потребная стартовая энерговооруженность \bar{N}_0^V определяется:

$$\bar{N}_0^{Vmax} = \frac{N_0^{Vmax}}{m_0} = \frac{C_{Xai0} \cdot \Delta_H \cdot V_{max}^3}{1280 \cdot \rho_0 \cdot K_N^{V_H} \cdot g},$$

где \bar{N}_0^{Vmax} – энерговооруженность, кВт/кг;

$K_N^{V_H}$ – коэффициент, учитывающий падение мощности двигателя по высоте и скорости полета, определяется по рис. 2.14;

ρ_0 – удельная нагрузка на м² крыла, ДаН/ м² (см. табл. 2.1);

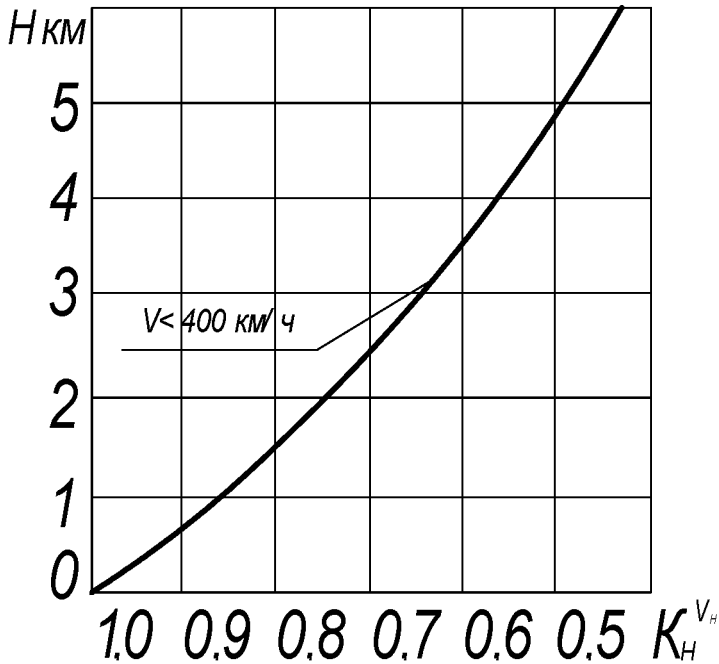


Рис 2.14. Падение мощности от высоты и скорости

$\Delta_H = \frac{\rho_H}{\rho_0}$ – относительная плотность воздуха на высоте полета;

$g = 9,81 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения;

V_{\max} – заданная или желаемая максимальная скорость полета самолета, км/ч;

C_{Xa0} – коэффициент сопротивления самолета при нулевой подъемной силе, определяется из аэродинамического расчета (см. п. 2.4.2) или приближенно (см. п. 2.2.3)

2.4.5.2. Полет на крейсерской скорости

Потребная энерговооруженность $\bar{N}_0^{V_{sp}}$ определяется для $V_{кр}=0,85 V_{\max}$:

$$\bar{N}_0^{V_{sp}} = \frac{N_0^{V_{sp}}}{m_0} = \frac{C_{Xa0} \cdot \Delta_H \cdot V_{\max}^3}{854 \cdot \rho_0 \cdot K_N^{V_H} \cdot g}$$

2.4.5.3. Скороподъемность у земли

Потребная энерговооруженность определяется в зависимости от вертикальной скорости подъема $V_{y\max} \geq 1,5 \text{ в/с}$ [1]:

$$\bar{N}_0^{V_{y\max}} = \frac{0,555}{K_N^{V_H}} \sqrt{\frac{C_{Xa0} \cdot V_{y\max}^2}{\rho_0}}$$

2.4.5.4. Разбег самолета

Потребная энерговооруженность зависит от желаемой длины разбега $l_{\text{разб}}$, м:

$$N_0^{l \text{ разб}} = 0,75 \left(\frac{0,9 \cdot P_0}{C_{Y_{a \text{ взл}}}} + 1,1 f_{\text{разб}} + 0,033 \right),$$

где $C_{Y_{a \text{ взл}}} = \frac{C_{Y_{a \text{ max}}}}{1,44}$ - коэффициент подъемной силы при взлетном положении механизации крыла;

$f_{\text{разб}}$ - коэффициент трения колес шасси на разбеге;

$f_{\text{разб}} = 0,03$ - бетон, укатанный снег, лед (0,04 - мокрый бетон);

$f_{\text{разб}} = 0,10$ - мокрый травяной покров;

$f_{\text{разб}} = 0,08$ - твердый грунт;

$f_{\text{разб}} = 0,07$ - травяной покров.

2.4.5.5. Взлет с грунтового аэродрома

Потребная энерговооруженность должна обеспечить проходимость самолета по грунту:

$$\bar{N}_0^{n \text{ прох}} \geq 1,05 \cdot f_{\text{кач}},$$

где $f_{\text{кач}}$ - коэффициент трения качения;

$f_{\text{кач}} = 0,25$ - грунт в период высыхания;

$f_{\text{кач}} = 0,12$ - сухой плотный грунт.

Из всех рассчитанных значений необходимо выбрать наибольшую потребную энерговооруженность, согласовав ее с рекомендуемыми значениями N_0 по статистической таблице 2.1 в зависимости от назначения летательного аппарата.

Начальная мощность двигателя, кВт

$$N_0 = m_0 \cdot \bar{N}_0.$$

Полученная расчетом мощность двигателя N_0 определяет задаваемые конструктором желаемые характеристики: V_{\max} , $V_{кр}$, $V_{у\max}$, H , $l_{разб}$, P_0 , применяемую механизацию крыла, характер ВВП. Эти и другие характеристики можно получить расчетом по методу мощностей.

2.4.6. Расчет располагаемых и потребных мощностей

2.4.6.1. Расчет располагаемых мощностей

Располагаемая мощность винтомоторной группы с ПД в большей степени зависит от коэффициента полезного действия (КПД) воздушного винта, высоты полета и числа оборотов двигателя (степени дросселирования):

$$N_p = N_0 \cdot \bar{N} \cdot \eta_v \cdot K_N^{V_H},$$

где \bar{N} - степень дросселирования двигателя, показывает падение мощности при уменьшении числа оборотов двигателя.

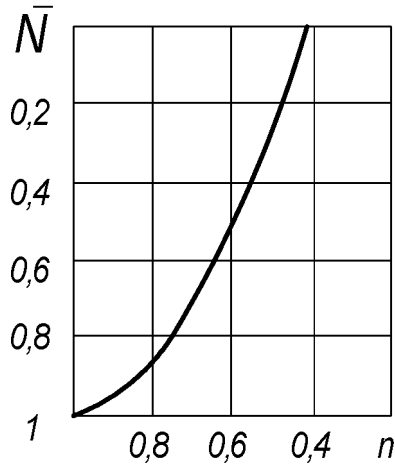


Рис 2.15. Зависимость $\bar{N}=f(n)$

На рис. 2.15 показана зависимость относительных параметров падения мощности от числа оборотов при управлении двигателем от максимальной мощности до минимальной.

$K_N^{V_H}$ - учитывает падение мощности на разных высотах и скоростях (см. рис. 2.14)

$$K_N^{V_H} = K_N^H \cdot K_N^V;$$

η_e - КПД винта зависит от выбираемого винта, назначения самолета и выбранного режима полета.

2.4.6.1.1. Подбор воздушного винта к самолету

Расчетный режим, на который выбирается винт, зависит от типа и назначения самолета. Для спортивного, скоростного самолета расчетным будет режим максимальной скорости на полной мощности двигателя. Для легких туристических, учебных, сельскохозяйственных и других самолетов расчет-

ным будет режим взлета или режим горизонтального полета на скорости, обеспечивающей минимальный расход топлива на один час полета $q_{\text{ч}}$

$$q_{\text{ч}} = C e_0 \cdot N_0.$$

В относительных параметрах часовой расход топлива равен:

$$\bar{q} = \frac{C e \cdot N}{C e_0 \cdot N_0}$$

В зависимости от степени дросселирования двигателя относительный часовой расход рассчитывают по формуле:

$$\bar{q}_{\text{ч}} = 0.18 + 0.82 \bar{N}^2$$

Выбрав режим полета, можно определить необходимые характеристики двигателя и подобрать винт последовательным приближением следующим способом:

1. Задают скорость и высоту полета. По рассчитанной мощности N_0 и желаемой степени дросселирования на соответствующем режиме задают число оборотов вращения винта в минуту n_m для низко- и высокооборотных двигателей (рис. 2.16).

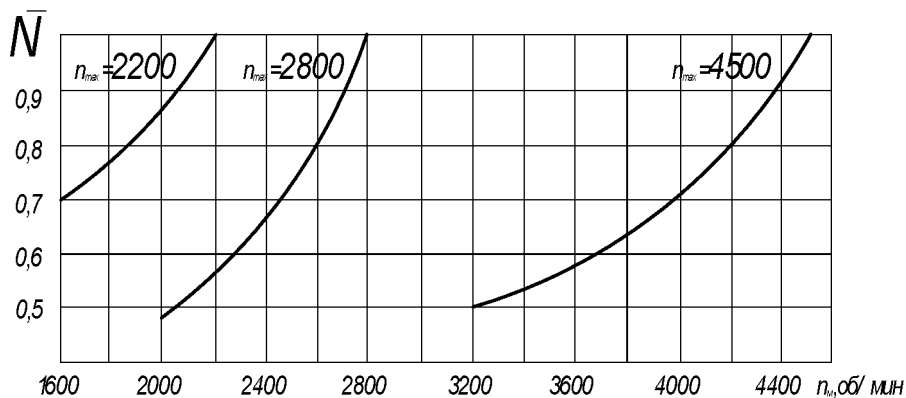


Рис. 2.16. Зависимость числа оборотов двигателя от степени дросселирования

2. Определяют основные параметры винта.

Диаметр винта D_B (м):

$$D_B = K_D \cdot \sqrt[4]{\frac{1.36 \cdot N}{V \cdot \Delta \cdot n_M^2}},$$

где n_M – частота вращения винта, об/мин;

N – мощность, кВт; V – расчетная скорость, км/ч;

Δ – относительная плотность воздуха на расчетной высоте;

K_D – коэффициент типа винта (табл. 2.5)

Таблица 2.5. Значения коэффициента K_D

Тип винта	Деревянный	Металлический
	две лопасти	две лопасти
Скоростной	98	96
Скороподъемный	110	108
Экономичный	104	103

Коэффициент мощности, затрачиваемой на вращение винта:

$$\beta = \frac{102N}{\rho_H \cdot n_c^3 \cdot D_B^5},$$

Относительная поступь винта:

$$\lambda = \frac{V}{n_c D_B},$$

где V – расчетная скорость, м/с;

n_c – частота вращения винта, об/с;

ρ_H – плотность воздуха на расчетной высоте.

Шаг винта в воздухе, т.е. расстояние, проходимое винтом за один оборот вдоль оси вращения, м:

$$h = \frac{V}{n_c}$$

Окружная скорость вращения винта вычисляется на 0,75 радиуса винта от оси вращения, м/с:

$$U = 0,75 \cdot \pi \cdot D_g \cdot n_c$$

Угол установки элемента лопасти на этом расстоянии φ суммируется с углом атаки элемента лопасти винта α_B в градусах:

$$\varphi = \arctg \frac{\lambda}{\pi} + \alpha_B; \quad \operatorname{tg} \varphi = \frac{V}{U} + \operatorname{tg} \alpha_B,$$

где α_B - угол атаки хорды лопасти винта зависит от профиля лопасти винта, выбираемого аналогично профилю крыла с большим коэффициентом $C_{y\alpha}$ и меньшим $C_{x\alpha}$ профиля.

Примечание. Если по характеристикам винта определяется шаг винта, то всегда можно вычислить угол установки винта φ , зная шаг h :

$$h = 0,75 \cdot \pi \cdot D_g \cdot \operatorname{tg}(\varphi - \alpha_B)$$

По характеристикам винтов различных серий и коэффициентам β и λ определяют η_e - коэффициент полезного действия, угол установки винта φ или шаг винта h .

На рис. 2.17 и 2.18 приведены характеристики серии винтов для невысоких мощностей и скоростей полета легких самолетов.

Необходимо стремиться получить минимальный D_w при максимальном η_e .

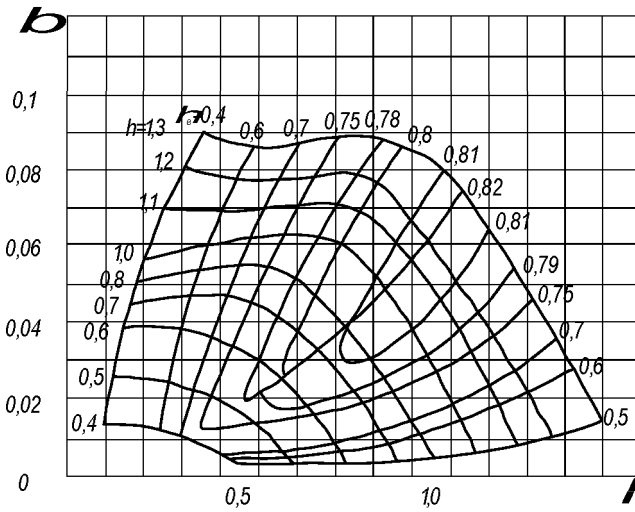


Рис. 2.17. Характеристики серии деревянных винтов ЦАГИ СДВ-1

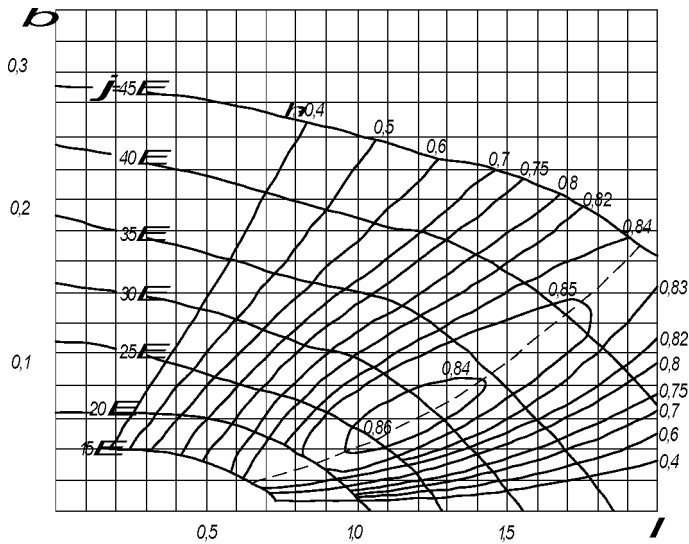


Рис. 2.18. Характеристики серии двухлопастных винтов НАСА 5868-9 с гондолой рядного двигателя

На рис. 2.19 приведены сравнительные значения η_v при различных скоростях полета и оборотах двигателя.

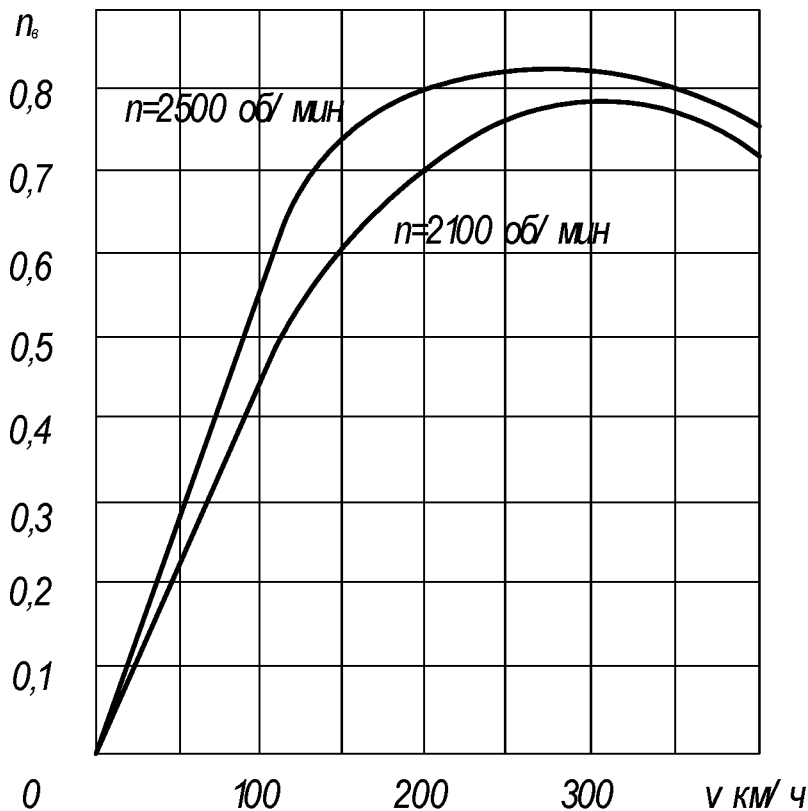


Рис. 2.19 Изменение КПД 2-лопастных винтов от скорости полета и оборотов двигателя

Из графика для скоростных ЛС видно, что всегда можно выбрать скорость полета и число оборотов двигателя, которые дают максимальный коэффициент полезного действия винта на соответствующем режиме полета в зависимости от назначения самолета.

2.4.6.2. Построение кривых располагаемых мощностей с винтом фиксированного шага

Построение диаграмм располагаемых мощностей ведется в координатах $N_p = f(V)$ по следующей схеме расчета:

1. Задают ряд частот оборотов двигателя в минуту, соответствующую степень дросселирования, расчетную высоту полета и скорость на этой высоте (пм, \bar{N} , Δ , V).

2. Для рассчитанной мощности двигателя N_0 , определяют диаметр винта D_v по желаемому типу винта:

$$D_v = K_D \sqrt[4]{\frac{1.36 \cdot N_0}{V \cdot \Delta \cdot n_c^2}}, \text{ м.}$$

3. Определяют коэффициент мощности винта:

$$\beta = \frac{102 N_0}{\rho_n n_c^3 D_v^5}.$$

4. Определяют относительную поступь винта:

$$\lambda = \frac{V}{n_c D_v}.$$

5. По характеристикам винтов различных серий и коэффициентам β и λ определяют коэффициент полезного действия винта η_v , угол установки винта φ или шаг винта h .

6. Располагаемую мощность для каждого значения скорости, с учетом коэффициента падения мощности от скорости полета $K_N^{V_H}$, рассчитывают по формуле

$$N_p = N_0 \cdot \bar{N} \cdot \eta_v \cdot K_N^{V_H}.$$

2.4.6.3. Построение кривых требуемых мощностей

Построение диаграмм требуемых мощностей для заданных скоростей полета ведется в тех же координатах на графике $N_p = f(V)$ по следующей схеме.

1. Для заданной скорости V полета и высоты H определяют коэффициент подъемной силы C_{y_a} :

$$C_{y_a} = \frac{2m_0}{\rho_H V^2 S}.$$

2. По поляре самолета определяется коэффициент сопротивления C_{x_a} для рассчитанного C_{y_a} и аэродинамическое качество самолета:

$$K = \frac{C_{y_a}}{C_{x_a}}.$$

3. Рассчитывается требуемая мощность (в кВт) двигателя для скорости полета V и высоты H :

$$N_{II} = \frac{m_0 \cdot V}{102 \cdot K}.$$

2.4.6.4 Расчёт массы силовой установки

В массу силовой установки входит: сухая масса двигателя с системами: зажигания, запуска, топливной, охлаждения, выхлопа; масса редуктора, воздушного винта и моторамы с узлами крепления:

$$m_{cy} = m_{\text{дв}} + \sum m_{\text{сист}} + m_{\text{ред}} + m_e,$$

где $m_{\text{дв}}$ – масса двигателя;

$\sum m_{\text{сист}}$ – сумма масса систем и моторамы;

$m_{\text{ред}}$ – масса редуктора;

m_g – масса воздушного винта.

В табл. 2.6, 2.7, 2.8 приведены наиболее популярные характеристики отечественных и зарубежных силовых установок .

Таблица 2.6. - Характеристики силовых установок (СУ)

№ п/п	Характеристики	“Вихрь 30” (жидк.) Россия	“Буран авиа” (вент.) АО “Рыбинские моторы” Россия	“МТ-12” “Экспорт” (возд.) Рос- сия	“Ротакс- 532” (жидк.) Австрия	“Ротакс- 582” (жидк.) Австрия	Walter M-202 (возд.) Чехия
1	Рабочий объём, см ³	488	635	650	521	580	675
2	Диаметр и ход поршня, мм	76 × 60	76 × 70	-	72 × 64	76 × 64	82 × 64
3	Мощность, кВт (л.с.)	22,1 (30)	29,5 (40)	31,8 (43)	47 (64)	47,4(64,4)	46,7(63,5)
4	Обороты, об/мин двиг/винт	5200/2220	5500/2600	5600	6500	6500/2250	6300/2350
5	Степень сжатия	8,5	8,2	8,5	12,6	11,5	
6	Расход топлива, кг/ч	8	7	7	13	14	10
7	Масса двигателя, кг	26	28	40	32	27,4	31,75
8	Удельная масса γ , кг/кВт	1,18	0,95	1,26	0,68	0,58	0,68
9	Масса выхлопной систе- мы, кг	3,0	4,0	-	4,5	5,1	
10	Масса охлаждающей системы, кг	2,0	6,0	-	2,0	2,0	
11	Масса редуктора, кг	5,0	6,0	10,0	6,5	6,5	
12	Масса моторамы, кг	3,0	4,0	4,0	3,5	3,5	
13	Масса винта, кг	2,0	2,0	2,0	2,5	2,5	
14	Масса силовой установки, кг	41	50	56	49	45	
15	Удельная масса СУ, кг/кВт	1,855	1,695	1,76	1,04	0,95	
16	Тип двигателя	Двухтактн.	Двухтактн.	Четырёх- тактн.	Двухтактн.	Двухтактн.	Оппозитный
17	Количество цилиндров	2	2	2	2	2	2
18	Стоимость, дол.США				6400	6440	4233

Таблица 2.7. Характеристики силовых установок (СУ)

№ п/п	Характеристики	ВАЗ-416 (жидк.) Россия	ВАЗ-426 (жидк.) Россия	ВАЗ-4265 (жидк.) Россия	“Ротакс- 912” (возд.- жидк.) Австрия	“Ротакс- 912S” (возд.- жидк.) Австрия	“Джабиру 2200” (возд.) Австралия
1	Рабочий объём, см ³	2600	3924	3924	1211	1352	2210
	Диаметр и ход поршня, мм				79,5×61	84×61	97,5×74
	Мощность, кВт (л.с.)	132,4 (180)	198,5 (270)	198,5 (270)	59 (80)	73,75 (100)	59(80)
	Обороты, об/мин двиг/винт	6000/2800	6000/2800	6000/ 2800	5500 2550	5800 2380	3300
	Степень сжатия				9	10,5	8,3
	Расход топлива, кг/ч	210 г/л.с.*ч	210 г/л.с.*ч	210 г/л.с.*ч	240 г/л.с.*ч	240 г/л.с.*ч	201 г/л.с.*ч
	Масса двигателя, кг	130 с редукт.	160 с редукт.	145	64,5	65,5	60
	Удельная масса γ , кг/кВт	0,98	0,8	0,73	1,09	0,888	1,01
	Тип двигателя	Роторно- Поршнев.	Роторно- Поршнев.	Роторно- Поршнев.	4-х тактн.	4-х тактн.	4-х тактн. Гориз.
	Количество цилиндров				4	4	4
	Стоимость, дол.США				9595евро	10485 евро	8500 евро

Таблица 2.8. Характеристики силовых установок (СУ)

№ П/ П	Характеристики	“Джабиру 3300” (возд.) Австралия	5100А Aero Engine (воздуш.) Австралия	“Лайко- минг- 235”	“Лайко- минг- 320”	“Лайко- минг- 360”	“Лайко- минг- 540”
1	Рабочий объём, см ³	3314	5077				
2	Диаметр и ход поршня, мм	97,5 × 74	97,5 × 85				
3	Мощность, кВт (л.с.)	90,4 (120)	135,54 (180)	(100/108/ 115)	(140/150 /160)	(180/200/ 210)	(235/300/ 350)
4	Обороты, об/мин двиг/винт	3300	3000/ 2700	(2400/26 00/2800)	(2450/ 2700)	2700	(2400/ 2700)
5	Степень сжатия	8	8,5	6,75;8,5; 8,1	7;8,5	8,5;8,7	7,2;8,5
6	Расход топлива, кг/ч	201 г/л.с.*ч	36				
7	Масса двигателя, кг	81	120				
8	Удельная масса γ , кг/кВт	0,896	0,88				
9	Масса силовой установки, кг			213 218 218	244 259	265 348	365 480 518
10	Тип двигателя	4-х такт. Гориз.	Опоз. Гориз.				
11	Количество цилиндров	6	8				
12	Стоимость, дол.США	12250	20000	24994	26740 31925	30405 43375	41115 57256 76400

Массу силовой установки можно определить как функцию мощности двигателя N_0 :

$$m_{cy} = N_0 (\gamma_{дв} + K_{cy}),$$

где N_0 - максимальная мощность двигателя, кВт;

$$\gamma_{дв} = \frac{m_{дв}}{N_0} - \text{удельная масса двигателя, кг/кВт};$$

K_{cy} - коэффициент увеличения массы силовой установки, зависящий от конструктивного исполнения систем, рамы, редуктора и т.д.

Для лучших двигателей среднее значение удельной массы двигателя $\gamma_{дв} = 0,74$ кг/кВт, а коэффициента $K_{cy} = (0,35 \dots 0,4)$ кг/кВт. Общая масса силовой установки может быть определена в кг по формуле:

$$m_{cy} = (1,1 \dots 1,14)N_0.$$

2.4.7. Определение летных характеристик

Летные характеристики самолета определяют из совмещения располагаемых и потребных мощностей, построенных в одних и тех же координатах для разных высот полета.

На рис. 2.20 показаны совмещенные на одном графике кривые мощностей, рассчитанные для гипотетического легкого самолета для высот $H=0$ и $H=2$ км.

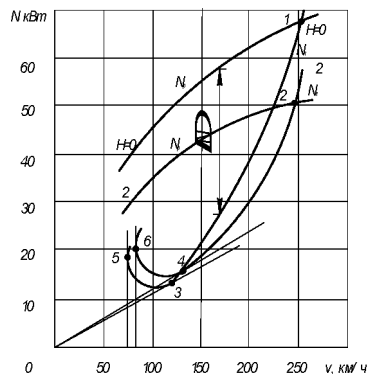


Рис 2.20 Кривые потребных и располагаемых мощностей

Максимальная скорость полета определяется из условия равенства наи-

больших потребной и располагаемой мощностей и соответствует точкам 1, 2 пересечения кривых для каждой высоты полета :

$$V_{\max} = 3,6 \sqrt[3]{\frac{204N_{\max} \eta_{\text{в}}}{C_{X_a} \cdot \rho_{\text{H}} \cdot S}} \text{ км/ч,}$$

где N_{\max} – максимальная мощность двигателя на расчетной высоте, кВт;
 $\eta_{\text{в}}$ - КПД воздушного винта на V_{\max} .

Наивыгоднейшая скорость полета определится в точках 3, 4 касательных линий, проведенных из начала координат к кривым потребных мощностей:

$$V_{\text{нв}} = 3,6 \sqrt{\frac{2m_0}{C_{y_{\text{анв}}} \rho_{\text{H}} S}} \text{ км/ч,}$$

где $C_{y_{\text{анв}}}$ - коэффициент подъемной силы, соответствующий наивыгоднейшей скорости полета на максимальном аэродинамическом качестве; на поляре самолета это точка касательной из начала координат к полюре.

$$C_{y_{\text{анв}}} = \sqrt{\pi \lambda_{\text{эф}} \cdot C_{X_{a_0}}}.$$

Минимальная скорость (скорость срыва) определяется в т. 5, 6 касательных, параллельных вертикальной оси к кривым потребных мощностей:

$$V_{\min} = 3,6 \sqrt{\frac{2m_0}{C_{y_{\text{amax}}} \rho_{\text{H}} S}} \text{ км/ч,}$$

где $C_{y_{\text{amax}}}$ - максимальный коэффициент подъемной силы, определяется по полюре самолета.

Вертикальная скорость подъема V_y , м/с и потолок H , км самолета определяются в зависимости от скорости полета и имеющимся избытке мощности:

$$V_y = \frac{102 \cdot \Delta N}{m_0},$$

где $\Delta N = N_p - N_{\text{п}}$ - определяется по графику для каждой высоты полета (рис. 2.20).

Для разных скоростей V на одной высоте можно найти ΔN_{\max} и $V_{y\max}$ и

построить зависимость $V_{y\max} = f(H)$. На этом графике определится НТ – теоретический и $H_{\text{пр}}$ - практический потолок самолета, когда соответственно $V_{y\max} = 0$ и $V_{y\max} = 0,5 \dots 1 \text{ м/с}$.

На рис. 2.21 приведена такая зависимость для легкого гипотетического самолета с поршневым двигателем.

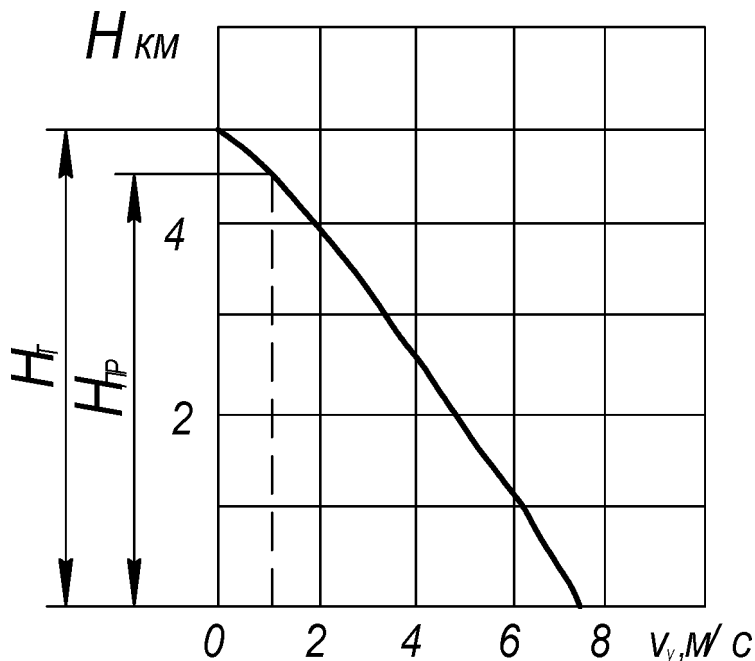


Рис 2.21. Зависимость вертикальной скорости от высоты полета

Время набора высоты полета t , мин можно вычислить, зная зависимость вертикальной скорости от высоты полета, и построить барограмму набора теоретического и практического потолка по приближенной формуле:

$$t = \sum_{H=0}^H \frac{\Delta H}{120} \left(\frac{1}{V_{y_i}} + \frac{1}{V_{y_{i+1}}} \right),$$

где ΔH - интервал высоты при наборе от H_i до H_{i+1} , м;

$V_{y_i}, V_{y_{i+1}}$ - вертикальная скорость на высоте H_i и H_{i+1} , м/с.

На рисунке 2.22 показана барограмма подъема гипотетического самолета на разные высоты и время подъема на теоретический потолок очень велико, поэтому и ввели понятие практического потолка с конечным временем набора.

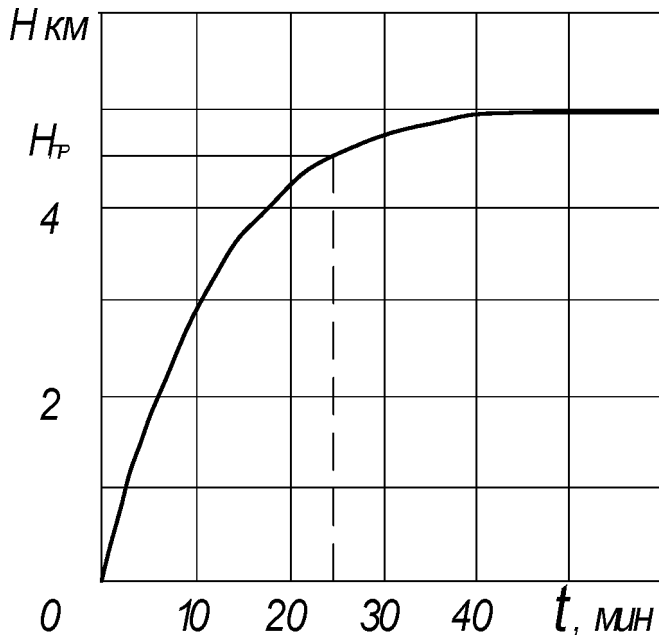


Рис 2.22. Барограмма подъема самолета

Дальность полета по горизонтали, км при наборе высоты ΔH от конца взлетной дистанции с высоты $H=10,7$ м [1] до высоты крейсерского полета $H_{кр}$ определяют по формуле

$$L_{наб} = 0,06 \cdot t_{наб} \sqrt{V_{наб}^2 - V_{у\max}^2},$$

где $t_{наб}$ – время набора высоты ΔH , мин (рис.2.22);

$V_{наб} = 1,5V_{мин}$ – скорость полета по траектории в м/с при наборе высоты ($V_{мин}$ – см. рис.2.20);

$V_{у\max}$ – вертикальная скорость набора, м/с (рис.2.21).

Масса топлива в кг, расходуемая на набор высоты ΔH на номинальном режиме:

$$m_{т.наб.} = C_e \cdot N_{ном} \cdot t_{наб} / 60,$$

где $C_{eном} = 1,05C_{e0}$; среднее значение расхода топлива для ПД – $C_{e0}=0,32\text{кг/кВт.ч}$;

$N_{ном} = 0,86N_0$ – номинальная мощность ПД, кВт.

Дальность полета по горизонтали в км при снижении с высоты крейсерского полета $H_{кр}$ до высоты $H_{i+1}=15$ м (начало посадочной дистанции) [1]:

$$L_{сн} = \frac{H_{кр} - H_{i+1}}{\theta_{сн}},$$

где $\theta_{сн}$ – угол планирования в радианах при снижении самолета при наличии тяги:

$$\theta_{сн} = \left(\frac{C_{x_{aсн}}}{C_{y_{aсн}}} - \frac{102\bar{N} \cdot N_0 \cdot \eta_{всн}}{V_{сн} \cdot m_{ср}} \right),$$

где $C_{y_{aсн}} \approx (0,5 \dots 0,6) C_{y_{a\max}}$ и $C_{y_{a\max}}$ – коэффициент максимальной подъемной силы крыла без механизации, а $C_{x_{aсн}}$ – коэффициент силы сопротивления, определяемый по поляре самолета без выпущенной механизации крыла;

$\bar{N} = 0,1$ – степень дросселирования двигателя при снижении самолета;

$V_{сн} = 1,3V_{\min}$ – скорость при снижении самолета, км/ч;

$\eta_{всн}$ – КПД винта при снижении, определяется по характеристикам λ и β при $V_{сн}$; обычно $\eta_{всн} = 0,3 \dots 0,4$; $m_{ср} = m_0 - 0,5 m_{T_0}$ – средняя масса самолета при расчете дальности полета;

m_{T_0} – общий запас топлива на самолете, в кг.

Время снижения с высоты $H_{кр}$, в ч:

$$t_{сн} = \frac{L_{сн}}{V_{сн}}.$$

Масса топлива, кг расходуется при снижении:

$$m_{T_{сн}} = q_{ч_0} \cdot t_{сн},$$

где $q_{ч_0} = C_{e0} \cdot N_0$ – часовой расход топлива, кг/ч.

Аэронавигационный запас топлива, кг для легких самолетов выбирается из расчета продолжительности полета 0,5...0,75 часа на режиме максимального качества:

$$m_{\text{Таэр}} = 0,71 C_{e_0} \cdot N_0 \cdot t_{\text{аэр}}.$$

Несливаемый остаток топлива, кг принимается 0,5...0,7% от общего запаса топлива на самолете:

$$m_{\text{Тост}} = (0,05 \dots 0,07) m_{\text{То}}.$$

Топливо, расходуемое на крейсерский участок полета, кг:

$$m_{\text{Ткр}} = m_{\text{То}} - m_{\text{ТНАБ}} - m_{\text{ТСН}} - m_{\text{Таэр}} - m_{\text{Тост}}.$$

Дальность крейсерского полета, км на $V_{\text{нв}} = V_{\text{кр}}$:

$$L_{\text{кр}} = 270 \frac{m_{\text{Ткр}}}{m_{\text{ср}}} K_{\text{max}} \frac{\eta_{\text{вкр}}}{C_{e_{\text{кр}}}},$$

где $K_{\text{max}} = \frac{C_{y_{\text{анв}}}}{C_{x_{\text{анв}}}}$ - максимальное аэродинамическое качество;

$\eta_{\text{вкр}}$ - КПД винта на $V_{\text{кр}}$, определяется по характеристикам λ , β и серии винтов;

$C_{e_{\text{кр}}} = \overline{C_e} \cdot C_{e_{\text{ном}}}$ - удельный часовой расход топлива;

$\overline{C_e}$ - коэффициент удельного часового расхода топлива, определяется в зависимости от $\overline{N} = N_{\text{кр}} / N_{\text{ном}}$ (см. рис.2.23);

$N_{\text{кр}} = \frac{m_{\text{ср}} \cdot V_{\text{кр}}}{102 \cdot K_{\text{max}}}$ - мощность в кВт, затрачиваемая двигателем на полет с

$V_{\text{кр}}$ в м/с.

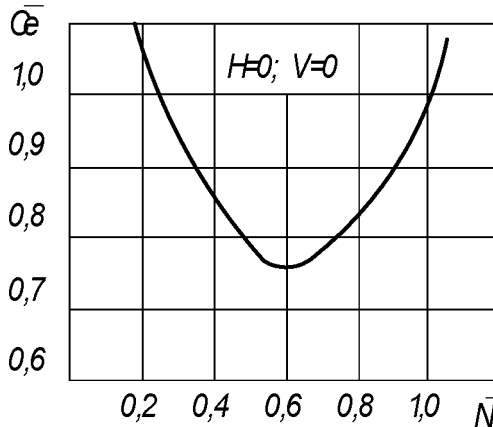


Рис 2.23. Дроссельная характеристика ПД с $C_{e0}=0,32$ кг/кВт.ч

Продолжительность крейсерского полета, ч при $V_{кр}=\text{const}$

$$t_{кр} = \frac{L_{кр}}{3,6 \cdot V_{кр}}$$

Общее полетное время от $H=10,7$ м до H_{i+1} равно:

$$t_{пол} = t_{наб} + t_{кр} + t_{сн}$$

2.4.8. Определение взлетно-посадочных характеристик

Общая потребная длина взлетно-посадочной полосы грунтового аэродрома V класса [2]:

$$L_{ГВПШ} = L_{разб} + L_T + L_{проб} + 25 \leq 550 \text{ м,}$$

где $L_{разб}$ – длина разбега самолета;

L_T – расстояние, проходимое самолетом за время срабатывания тормозов колес и принятия пилотом решения при прерванном взлете при отказе двигателя в конце разбега на скорости $V_{отр} = 1,3V_{min}$ за

$$t = 3 \text{ с,}$$

$$L_T = 1,3 V_{min};$$

$L_{проб}$ – длина пробега самолета.

2.4.8.1. Расчет взлетной дистанции

Взлетная дистанция легких самолетов $L_{взл}$ складывается из длины разбега и длины воздушного участка, на котором самолет разгоняется от $V_{отр}$ до скорости набора высоты $V_{наб} = 1,5V_{мин}$ и поднимается на высоту 10,7 м.

Длина разбега самолета, м:

$$L_{разб} = \frac{m_0}{2g} \frac{V_{отр}^2}{P_{ср} - \frac{1}{3} \frac{m_0}{K_{отр}} - \frac{2}{3} f_{разб} m_0},$$

$$P_{ср} = \frac{102N_0 \cdot \eta_e}{V_{ср}}, \text{ ДaH}; \quad V_{ср} = \frac{V_{отр} + V_{наб}}{2}, \frac{M}{c};$$

тягу, создаваемую винтами поршневых, трубвинтовых и трубвентиляторных двигателей, на основании статистики приближенно можно определить, т.к. 1 кВт мощности двигателя создает винтом статическую тягу 36,7...38,8Н при $\eta_e = 0,65...0,75$ м и скорости $V=0$. С ростом скорости движения самолета относительная тяга винта падает. На рис.2.24 приводится график падения относительной тяги от скорости полета для среднего значения $\eta_e = 0,7$.

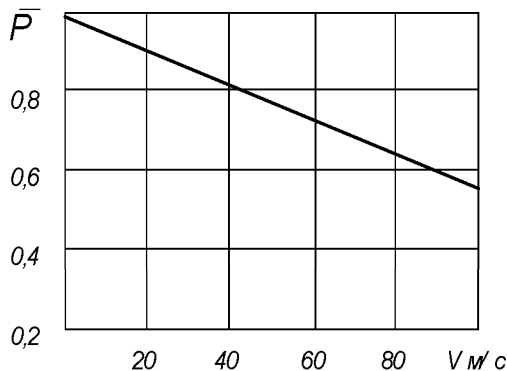


Рис 2.24. Зависимость падения относительной тяги ПД с $\eta_e = 0,7$ от скорости полета

Тягу, создаваемую винтом, можно определить по известным характеристикам двигателя и винта [4]:

$$P = \alpha \cdot \rho_H n_c^2 D_B^4, \text{ кг,}$$

где α - коэффициент тяги винта, $\alpha = \frac{\eta_v \beta}{\lambda}$;

по желаемым характеристикам двигателя и винта можно определить необходимую мощность, кВт:

$$N = \frac{\beta \rho_H n_c^3 D_B^5}{102};$$

η_v - КПД винта, берется на скорости $V = 0,7V_{отр}$;

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2m_0}{\rho_0 C_{y_{a_{отр}}} S K_{обд}}},$$

где $K_{обд}$ - учитывает увеличение $C_{y_{a_{отр}}}$ вследствие обдувки крыла винтом;

$C_{y_{a_{отр}}} = 0,7C_{y_{a_{max}}}$, а $C_{y_{a_{max}}}$ берется при взлетном положении механизации крыла с поляры;

$$K_{обд} = 1 + \frac{P_{отр} \cdot n_v \cdot S_{обд}}{q_{отр} \cdot F_B \cdot S},$$

где $P_{отр} = 1,4N_0$ - тяга винта на скорости $V = 0,7V_{отр}$;

n_v - количество винтов;

F_B - площадь диска одного винта, m^2 ;

$q_{отр}$ - скоростной напор на $V = 1,2V_{мин}$;

$S_{обд}$ - обдуваемая площадь крыла, m^2 ;

$K_{отр}$ - аэродинамическое качество самолета на скорости $V_{отр}$, определяемое по поляре с выпущенной для взлета механизацией крыла.

Длина воздушного участка взлетной дистанции самолета, м.:

$$L_{в.уч.} = \frac{m_0}{\Delta P_{cp}} \left(\frac{V_{наб}^2 - V_{отр}^2}{2g} + 10,7 \right),$$

где ΔP_{cp} - избыточная средняя тяга, ДаН,

$$\Delta P_{cp} = 0,5 \left(\Delta P_{отр} + \Delta P_{наб} \right),$$

$$\text{где } \Delta P_{\text{отр}} = \frac{102 \Delta N_{\text{отр}} \eta_{\text{в}}}{V_{\text{отр}}} \text{ и } \Delta P_{\text{наб}} = \frac{102 \Delta N_{\text{наб}} \eta_{\text{в}}}{V_{\text{наб}}};$$

$\Delta N_{\text{отр}}$ и $\Delta N_{\text{наб}}$ - избыточные мощности (см. рис.2.20) на соответствующих скоростях $V_{\text{отр}}$ и $V_{\text{наб}}$ ($H=0$).

Взлетная дистанция самолета, м:

$$L_{\text{взл}} = L_{\text{разб}} + L_{\text{в.уч.}}$$

2.4.8.2. Расчет посадочной дистанции

Длина посадочной дистанции рассчитывается с высоты $H=15\text{м}$ до полной остановки самолета и включает этапы: планирования, выравнивания, выдерживания, пробега:

$$L_{\text{пос}} = L_{\text{пл}} + L_{\text{выр}} + L_{\text{выд}} + L_{\text{проб}} \leq 500 \text{ м.}$$

Длина участка на этапе планирования:

$$L_{\text{пл}} = \frac{15 - H_{\text{выр}}}{\text{tg} \theta_{\text{пл}}},$$

где $\theta_{\text{пл}}$ - угол планирования, град.:

$$\theta_{\text{пл}} = \left(\frac{C_{x_{\text{апл}}}}{C_{y_{\text{апл}}}} - \frac{102 N_{\text{пл}} \cdot \eta_{\text{впл}}}{V_{\text{пл}} \cdot m_{\text{пос}}} \right),$$

где $C_{y_{\text{апл}}} = (0,4 \dots 0,5) C_{y_{\text{амакс}}}$ - коэффициент подъемной силы самолета с выпущенной механизацией для посадочного положения;

$C_{x_{\text{апл}}}$ - определяется по поляре самолета;

$N_{\text{пл}} = 0,13 N_0$ - мощность двигателя при планировании;

$\eta_{\text{впл}}$ - КПД винта, определяется по характеристикам винта на $V = V_{\text{пл}}$;

$$V_{\text{пл}} = \sqrt{\frac{2 m_{\text{пос}}}{\rho_0 S C_{y_{\text{апл}}}}} \text{ м/с};$$

$m_{\text{пос}} = m_0 - m_{\text{г.наб.}} - m_{\text{г.кр.}} - m_{\text{г.сн}}$ - посадочная масса самолета.

Высота участка на этапе выравнивания, м ($\ominus_{\text{пл}}$, рад):

$$H_{\text{выр}} = L_{\text{выр}} \cdot \theta_{\text{пл}}.$$

Длина участка выравнивания, м:

$$L_{\text{выр}} = \frac{V_{\text{выр}}^2 \cdot \theta_{\text{пл}}}{3,6g \left(C_{y_{\text{а выр}}} / C_{y_{\text{а пл}}} - 1 \right)},$$

где $V_{\text{выр}} = (V_{\text{пл}} + V_{\text{пос}}) / 2$;

$$V_{\text{пос}} = 0,94 \sqrt{\frac{2m_{\text{пос}}}{\rho_0 S C_{y_{\text{а max}}}}} \text{ м/с};$$

$C_{y_{\text{а выр}}} = (0,5 \dots 0,6) C_{y_{\text{а max}}}$ – коэффициент подъемной силы самолета при выравнивании.

Длина участка на этапе выдерживания, м:

$$L_{\text{выд}} \approx \frac{K_{\text{max}}}{2g} (V_{\text{пл}}^2 - V_{\text{пос}}^2),$$

где K_{max} – максимальное количество самолета в посадочной конфигурации, определяется по поляре самолета.

Длина участка на этапе пробега самолета, м:

$$L_{\text{проб}} = \frac{m_{\text{пос}}}{2g} \frac{V_{\text{пос}}^2}{\frac{1}{3} \frac{m_{\text{пос}}}{K_{\text{max}}} + \frac{2}{3} f_{\text{проб}} m_{\text{пос}}},$$

где $f_{\text{проб}} = 0,2 \dots 0,25$ – коэффициент трения заторможенных колес при пробеге самолета.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Авиационные правила. Ч. 23, АП-23. //Нормы летной годности гражданских легких самолетов. 1992.- 278с.
2. Бадягин А.А., Мухаммедов Ф.А. Проектирование легких самолетов.- М.: Машиностроение, 1978.- 207 с.
3. Проектирование самолетов/Под ред. С.М. Егера.-М.: Машиностроение, 1983.- 616 с.
4. Прицкер Д.М., Сахаров Г.И. Аэродинамика.-М.: Машиностроение, 1968.- 309 с.

Учебное издание

Вислов Игорь Павлович

**ЭСКИЗНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ
ЛЕГКИХ САМОЛЕТОВ**

Учебное пособие

Редакторская обработка А. А. Нечитайло
Корректорская обработка Н. С. Куприянова
Доверстка Л. Х. Вороновская

Подписано в печать 27.12.06. Формат 60x84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная.
Усл. печ. л. 4,9. Усл. кр.-отт. 5,0. Печ. л. 5,25.
Тираж 50 экз. Заказ . ИП- 40/2006

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

Изд-во Самарского государственного
аэрокосмического университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

