

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

И.П. Вислов

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛЕГКИХ И СВЕРХЛЕГКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Допущено Учебно-методическим объединением высших учебных заведений Российской Федерации по образованию в области авиации, ракетостроения и космоса в качестве учебного пособия для студентов высших учебных заведений, обучающихся по специальности 160200 «Самолето- и вертолетостроение»

САМАРА 2005

ББК 39.53

Б 15

УДК 629.73.001.2

Вислов И.И. Проектирование легких и сверхлегких летательных аппаратов: Учеб. пособие / Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 2005. 114 с.

ISBN 5-7883-0363-X

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 160200 и 160901. Будет полезно инженерам и самостоятельным конструкторским бюро, проектирующим и самостоятельно строящим легкие и сверхлегкие летательные аппараты.

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

Рецензенты: гл. конструктор ОАО «Авиакор –
Авиационный завод» *А.А. Марков*;
зав. кафедрой «Аэрогидродинамика»
профессор *В.Г. Шахов*

ISBN 5-7883-0363-X

© И.И. Вислов, 2005

© Самарский государственный
аэрокосмический университет,
2005

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 (ЛТА) относятся ЛТА с взлетной массой менее 5750 кг. Однако в настоящее время к легким относят ЛТА, 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 предназначенных 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. ЛТА этого класса должны обеспечить: удобство транспортировки, погрузки и выгрузки больного; новейшие средства оказания скорой медицинской помощи в воздухе; современное навигационное оборудование по-

звolyающее совершать полеты в сложных метеoусловиях; 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 переломных 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, аэрофотоъемочных 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, спортивных 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 значения для спортивных самолетов);

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

относительная масса топлива для самолетов с ПД

$$\bar{m}_T = 1,3 L_p \cdot C_{е\ уд} / (360 \cdot \eta_v \cdot K_{кр}),$$

где L_p – расчетная дальность полета, км;

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

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

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

$K_{кр} = (0,85 \dots 0,9) K_{max}$;

$\bar{m}_{об\ упр} = 0,08 \dots 0,12$ – 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 .

Основные рекомендуемые параметры

Прото типы	Пассажи- рские и ад- министра- тивные	Сельско- хозяйствен- ные	Учебно- тренировоч- ные, спор- тивные, ту- ристиче- ские	Акробатиче- ские	Авиетки	Мото- планеры	Мото- дельта- планы	Автожиры
Параметры								
Удельная нагрузка на крыло $P_0 = \frac{m_0 g}{10S} \left[\frac{\text{ДжН}}{\text{м}^2} \right]$	90...160	80...90	65...75	60...65	45...60	30...36	14...25	На омет. пло- щадь 7...12
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	$D_{\text{век винта}}$, м 6...8
Удлинение фюзеляжа, $\lambda_{\text{ф}}$	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	$V_{\text{раб}}=140...180$	215...300	250...320	100...340	180...260	80...140	100...180
Крейсерская скорость полета, $V_{\text{кр}}$ [км/ч]	200...350	$V_{\text{пас}}=90...100$	200...260	$V_{\text{мин}}=80...100$	90...300 $V_{\text{пас}}=90...100$	125...180	70...100	80...130 $V_{\text{мин}}=37...46$
Энерговооруженность $\bar{N} = \frac{N_0}{m_0}$ [кВт/кг]	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	0,12...0,24
Максимальное аэро- динамическое качество, $K_{\text{макс}}$	12...14	9...11	11...12	11,5...12,5	10...13	25...30	7...10	$K_{\text{нв}}=11...12,5$
Относительная толщина профиля крыла, $\bar{\zeta}_0$	0,12...0,18							
Относительная площадь г.о., $\bar{S}_{\text{г.о}}$	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., $\bar{l}_{\text{г.о}}$	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., $\bar{S}_{\text{в.о}}$	0,16...0,21	0,097...0,14	0,075...0,095	0,09...0,12	0,11...0,16	0,12		$\frac{S_{\text{в.о.}}}{F_{\text{пол}}} = 0,02$
Диаметр эквив. фюзеляжа $d_{\text{ф}}$, м	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:

$$m_{\text{кр}} = 1,1 \cdot 10^{-4} \cdot K_{\text{мех}} \cdot K_{\text{кон}} \cdot K_{\text{мт}} \cdot \varphi \cdot \Pi^{\text{P}} \frac{m_0 \lambda \sqrt{S} \eta + 4}{\sqrt{\Theta \bar{c}_0} \eta + 1},$$

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-Г;

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

Θ – коэффициент, учитывающий эффективность работы продольных силовых элементов;

$\Theta = 1,0$ – для однолонжеронного или кессонного крыла;

$\Theta = 0,9$ – для двухлонжеронного 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;

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

$$S = \frac{m_0 g}{10 \rho_0} \text{ – площадь крыла, м}^2.$$

Выбрав по статистике λ , η , \bar{c}_0 , ρ_0 , подставив m_0^I и S , можно определить массу крыла самолета.

Масса крыла планеров рассчитывается по формуле Чернобровкина:

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

где $\ell = \sqrt{\lambda \cdot S}$ – размах крыла, м.

Массу крыла можно определить приближенно, зная поверхностную плотность крыла, закрылков и элеронов $m_i = q_i \cdot S_i$. Поверхностная 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

$$q_a = 5,4 \dots 11,0 \text{ ДаН/м}^2, q_b = 6,6 \dots 8,3 \text{ ДаН/м}^2.$$

Масса фюзеляжа с негерметичной кабиной рассчитывается по формуле:

$$m_{\phi} = 1,14 \cdot K_{\text{сy}}'' \cdot \ell_{\phi}^2 \cdot m_0^{1/4},$$

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

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

Если известна оmyаемая поверхность фюзеляжа

$$F_{\phi} = 2,6 \cdot \lambda_{\phi} \cdot d_{\phi \text{ экв}}^2, \text{ м}^2,$$

то массу фюзеляжа можно определить приближенно по поверхностной плотности:

$$m_{\phi} = q_{\phi} \cdot F_{\phi},$$

где $q_{\phi} = 3,5 \dots 5 \text{ ДаН/м}^2$ – поверхностная плотность фюзеляжей планеров и авиеток;

$q_{\phi} = 7,5 \dots 12 \text{ ДаН/м}^2$ – 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

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

$q_{\text{оп}} = 0,6 \cdot q_{\text{кр}}$ или $q_{\text{оп}} = 3,6 \dots 5,1 \text{ ДаН/м}^2$ – для планеров и авиеток;

$q_{\text{оп}} = 6,6 \dots 8,4 \text{ ДаН/м}^2$ – для акробатических самолетов;

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

Масса шасси может быть принята по статистике в относительных величинах для самолетов с неубирающимися опорами: $\bar{m}_{\text{ш}} = 0,036 \dots 0,052$ (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:

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

где $K_{кон} = 1,0$ – если шасси из стали 30ХГСА;

$K_{кон} = 0,65$ – если опоры шасси из стали 30ХГСНА 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 $S_{лыж} = \frac{m_0}{P_{лыж}}$ – площадь лыж в плане, м²;

$P_{лыж} = 1000$ кг/м² – для снега;

$q_{лыж} = 30 \dots 35$ кг/м² – 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:

$$m_{об\ упр} = m_{об} + m_{упр},$$

где $m_{об} = m_{эл.о} + m_{рад.о} + m_{а.н.о} + m_{г.п.о} + m_{быт.о} + m_{ант.о} + m_{до} + m_{сно} + m_{пр.о}$;

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

$m_{сно}$ – 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

$m_{сан.о} = 120$ 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.

$$m_T = m_{T_{зем}} + m_{T_{наб}} + m_{T_{кр}} + m_{T_{сн}} + m_{T_{нз}} + m_{T_{ост}},$$

где $m_i = \sum m_{Ti}$,

$$m_{Ti} = N_i \cdot C_{суд} \cdot t_i;$$

N_i – мощность на этапе полета, кВт;

$C_{суд}$ – 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;

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

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

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

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

$$K_{разб} = 8 \dots 10;$$

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

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

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;

$$C_{x_{a_0}} = 0,98(0,9+0,15M_{кр})[0,0083(1+3\bar{c}_0)+(0,00083\lambda_{\phi}+\frac{0,5}{\lambda_{\phi}^2})+0,004] -$$

коэффициент лобового сопротивления самолета при нулевой подъемной силе;

$$M_{кр} = \frac{V_{кр}}{a_{н_{кр}}} - \text{число Маха в крейсерском полете};$$

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

$$D_0 = \frac{1,2}{\pi \cdot \lambda_{\text{эф}}} - \text{аэродинамический параметр для трапецевидного}$$

крыла в плане;

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

крыла в плане;

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

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

$m_{\text{т ост}} = 0,002 \cdot m_0$ – невыработываемый 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 $C_{Ya \max}$, наименьшие значения C_{xa} при рациональных параметрах агрегатов и схеме самолета;
- наилучшее полезное аэродинамическое взаимодействие частей ДА 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, люков, 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 двигателя;
- 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 лючки 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

$$\bar{X}_T = 0,23...0,26;$$

- для удобства эксплуатации желательно, чтобы диапазон центровок был возможно больше и следует стремиться к предельно передней допустимой центровке (16...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 трапециевидного в плане крыла может быть вычислена:

$$b_a = \frac{4}{3} \left[\frac{\eta(\eta+1)+1}{(\eta+1)^2} \right] \cdot \sqrt{\frac{S}{\lambda}} \text{ м,}$$

где $S = \frac{m_0 g}{10 \cdot p_0}$ – площадь крыла, м^2 ;

$\eta = \frac{b_0}{b_{\text{кн}}}$ – сужение крыла;

$b_0 = \frac{2\eta}{(1+\eta)} \frac{S}{\ell}$ – корневая хорда крыла, м;

$\ell = \sqrt{S \cdot \lambda}$ – размах крыла, м;

$b_{\text{кн}} = \frac{2}{(1+\eta)} \cdot \frac{S}{\ell}$ – концевая хорда крыла, м;

положение b_a по оси X от корневой хорды и по оси Z от оси симметрии самолета

$$X_a = \frac{1}{6} \left(\frac{\eta+2}{\eta+1} \right) l g \chi_{\text{пк}},$$

$$Z_a = \frac{1}{6} \left(\frac{\eta+2}{\eta+1} \right),$$

где $\angle_{\text{шк}}$ – 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 (неопрокидывание 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 – 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, их 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:

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

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

$\lambda_{\text{эф}}$ – эффективное удлинение крыла:

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

где $\lambda = \frac{\rho^2}{S}$ – удлинение крыла;

S – площадь крыла;

$S_i = S_{\text{пф}} + S_{\text{мг}}$ – площадь подфюзеляжной части крыла и площадь крыла, занятая гондолами двигателей 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.

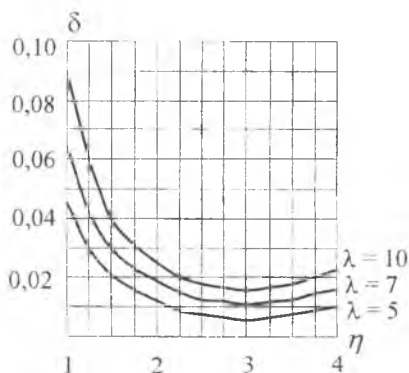


Рис. 2.1. Коэффициент δ

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:

$$C_{x_{a0}} = \frac{C_{x_{a_{кр}}} \cdot S}{S} + \frac{C_{x_{a_{ф}}} \cdot S_{M_{ф}}}{S} + \frac{C_{x_{a_{г.о}}} \cdot S_{г.о}}{S} + \frac{C_{x_{a_{в.о}}} \cdot S_{в.о}}{S} + \frac{C_{x_{a_{мг}}} \cdot S_{M_{мг}}}{S} + \frac{C_{x_{a_{ш}}} \cdot S_{M_{ш}}}{S},$$

где S , $S_{M_{ф}}$, $S_{г.о}$, $S_{в.о}$, $S_{M_{мг}}$, $S_{M_{ш}}$ — 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

$$C_{x_{a_{кр}}} = C_{x_{a_{р}}} + \sum C_{x_{a_i}},$$

где $C_{x_{a_{р}}}$ — коэффициент профильного сопротивления;

ΣC_{x_a} – сумма коэффициентов дополнительных сопротивлений с учетом особенностей крыла, надстроек на крыле, щелей и т.д.;
коэффициент профильного сопротивления

$$C_{x_{ap}} = 0,925 \cdot K_1 \cdot C_f \cdot \eta_c \cdot \eta_m,$$

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

$K_1 = 2$, если крыло без гондол;

$K_1 = 2 - \frac{S_{м.дв}}{S}$ – 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 (рис. 2.3);

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

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

где V – скорость полета, м/с;

$b_{cp} = \frac{S}{\ell}$ – средняя геометрическая хорда крыла, м;

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

ρ – плотность воздуха;

μ – коэффициент вязкости воздуха;

значения ρ , ν , μ берутся для расчетной высоты полета по таблице стандартной атмосферы (СА);

для $t = 15^\circ\text{C}$, $p = 760$ мм рт. ст., $\rho_0 = 0,125$ кг·сек²/м⁴;

$\nu_0 = 0,145 \cdot 10^{-4}$ м²/с;

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

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

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

a — скорость звука в м/с на расчетной высоте полета по таблице СЛ;

V — скорость полета, м/сек;

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

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

где $\bar{C}_{cp} = \frac{\bar{C}_0 + \bar{C}_k}{2}$ — 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 $\sum C_{x_a}$ учитывает сумму следующих дополнительных слагаемых ΔC_{x_a} :

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

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

$\Delta C_{x_a} = 0,0017$ — крыло имеет 90% выступающих головок заклепок по хорде;

$\Delta C_{x_a} = 0,0013$ — крыло имеет 80% выступающих головок заклепок по хорде;

$\Delta C_{x_a} = 0,002 \frac{\ell_{пр}}{\ell} + 0,0001$ — щель между крылом и предкрылком на размахе предкрылка $\ell_{пр}$;

$\Delta C_{x_a} = 0,0017 \frac{\ell_3}{\ell}$ – щель между крылом и закрылком на размахе закрылка ℓ_3 ;

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

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

$\Delta C_{x_a} = C_{x_{\text{ап}}} \left(1 - \frac{K_{\text{ав}} \cdot S_{\text{пф}}}{S} \right)$ – учитывает дополнительное сопротивление от интерференции крыла и фюзеляжа,

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

$K_{\text{ав}} = 0,95$ – высокоплан;

$K_{\text{ав}} = 0,85$ – среднеплан;

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

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

$K_{\text{ав}} = 0,6$ – низкоплан с плоскими поперечными стенками фюзеляжа;

$S_{\text{пф}}$ – площадь подфюзеляжной части крыла, м^2 .

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 точки 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

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

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

$$C_{fт} = \frac{0,455}{\left(1 + 0,178M^2\right) \left[\lg \frac{Re_T}{\left(1 + 0,178M^2\right)^{2,8}} \right]} \text{ и } Re_T = \frac{V \cdot b_{cp} (1 - \bar{X}_T)}{\nu};$$

$C_{fл}$, $Re_{л}$, $C_{fт}$ и Re_T – соответственно для ламинарного и турбулентного обтекания.

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

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

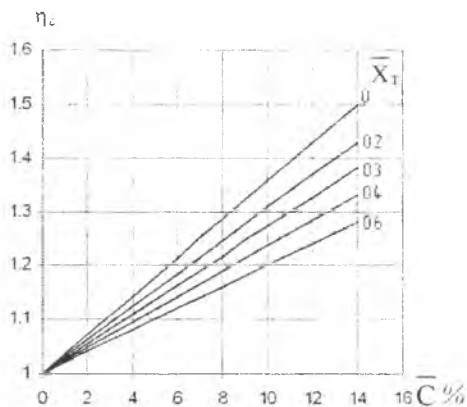


Рис. 2.2. Коэффициент η_c

2.4.1.2 Коэффициент сопротивления оперения

Профильное сопротивление горизонтального и вертикального оперения определяется аналогично крылу:

$$C_{x_{a_{го}}}_{во} = 0,925 \cdot 2C_f \cdot \eta_c + \Delta C_{x_{го}} + \sum C_{x_a},$$

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

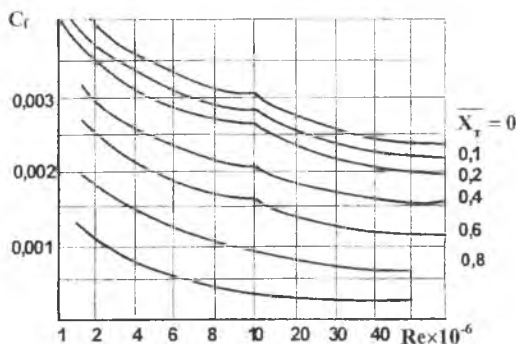


Рис. 2.3 Коэффициент трения плоской пластинки

$$Re = \frac{V \cdot b_{\text{ср}_{\text{го}}}}{\nu} \quad \text{и} \quad b_{\text{ср}_{\text{го}}} = \frac{S_{\text{го}}}{l_{\text{го}}}, \quad b_{\text{ср}_{\text{во}}} = \frac{S_{\text{во}}}{l_{\text{во}}};$$

$\Delta C_{x_{\text{го}}} = 0,002$ – если рули высоты без аэродинамической компенсации;

$\Delta C_{x_{\text{го}}} = 0,003$ – если рули высоты с осевой компенсацией;

$\sum C_{x_a}$ – определяется аналогично крылу, $\sum C_{x_a} = \sum \Delta C_{x_{a_i}}$.

Для горизонтального и вертикального оперения, которые не обдуваются винтами, расчет профильного сопротивления аналогичен крылу с ламинизированными профилями.

2.4.1.3 Коэффициент сопротивления фюзеляжа

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

$$C_{x_{\text{аф}}} = C_{x_{\text{арф}}} + \Delta C_{x_{\text{зф}}} + \sum \frac{\Delta C_{x_a}^{\text{нал}} \cdot S_{\text{нал}}}{S_{\text{м.ф}}},$$

где $C_{x_{\text{арф}}}$ – профильное сопротивление фюзеляжа.

$$C_{x,арф} = C_f \cdot \eta_\lambda \cdot \eta_M \cdot \frac{S_{OM}}{S_{M\Phi}}$$

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

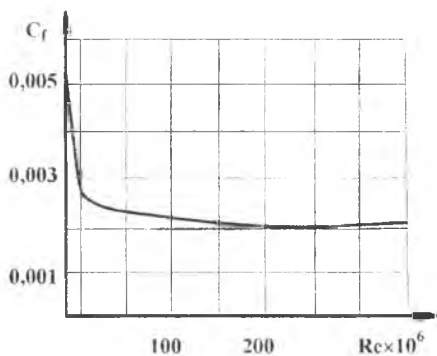


Рис. 2.4. Коэффициент трения плоской пластинки

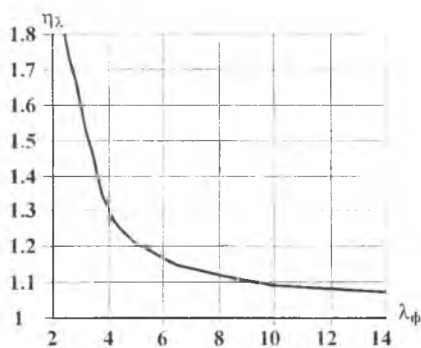


Рис. 2.5. Коэффициент η_λ

$$Re_\Phi = \frac{V \cdot l_\Phi}{\nu}$$

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

$$\lambda_{\phi} = \frac{\ell_{\phi}}{\sqrt{\frac{4S_{\text{мф}}}{\pi}}},$$

где $S_{\text{мф}}$ – площадь миделевого сечения фюзеляжа;

ℓ_{ϕ} – длина фюзеляжа;

$\eta_{\text{м}} = 1$ для $M < 0,4$ – коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости воздуха;

$S_{\text{ом}}$ – оmyаемая поверхность фюзеляжа:

$$S_{\text{ом}} = (S_{\text{фб}} + S_{\text{фп}}) \left(2 - 0,4 \frac{S_{\text{фп}}}{S_{\text{фб}}} \right),$$

где $S_{\text{фб}}$ – площадь проекции фюзеляжа сбоку;

$S_{\text{фп}}$ – площадь проекции фюзеляжа в плане;

$\Delta C_{x_{\text{аф}}}$ – дополнительный коэффициент, учитывает неровности фюзеляжа, тип и место размещения силовой установки, имеет значения:

0,0004...0,0005 – фюзеляж металлический, обшивка клепається 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;

$\Delta C_{x_{\text{а}}}^{\text{над}}$ – увеличение коэффициента сопротивления за счет надстроек фюзеляжа (фонарей, обтекателей, гаргротов и т.д.);

$S_{\text{над}}$ – площадь надстроек над фюзеляжем при виде спереди фюзеляжа;

значения коэффициента $\Delta C_{x_{\text{а}}}^{\text{над}}$ 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 $C_{x_{вп}}$ – открытая кабина с 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:

$$C_f = C_{fл} \bar{X}_{тф} + C_{fт} (1 - \bar{X}_{тф}),$$

где $\bar{X}_{тф} = \bar{X}_M = \frac{X_M}{\ell_{ф}}$ – относительная координата положения миделя фюзеляжа по его длине (рис. 2.6). Число Рейнольдса уточняется для ламинарного течения и турбулентного:

$$Re_{фл} = \frac{V \ell_{ф} \cdot \bar{X}_{тф}}{\nu} \quad \text{и} \quad Re_{фт} = \frac{V \ell_{ф} (1 - \bar{X}_{тф})}{\nu}.$$

Остальные коэффициенты остаются без изменений.

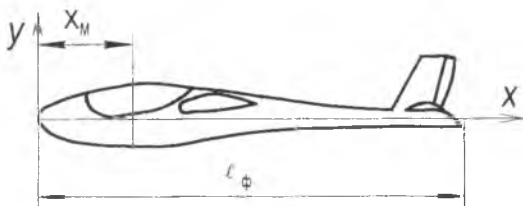


Рис. 2.6. Определение точки перехода ламинарного обтекания в турбулентное

2.4.1.4 Коэффициент сопротивления гондол двигателей

Коэффициент сопротивления гондол двигателей аналогичен расчету коэффициента сопротивления фюзеляжа:

$$C_{x_{вдг}} = C_f \cdot \eta_{\lambda} \cdot \eta_M \cdot \frac{S_{ОМ}}{S_{М,МГ}} + \Delta C_{x_{вдг}} + \frac{\sum (\Delta C_{x_{вдг}} \cdot S_{МГ})_{над}}{S_{М,МГ}},$$

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;

$\Delta C_{x_{двг}}$ – определяется аналогично фюзеляжу;

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

$S_{мг}$ – площадь миделя сечения гондолы двигателя, m^2 ;

$\sum(C_{x_{амг}} \cdot S_{мг})_{над}$ – сумма сопротивлений надстроек гондол двигателей.

Сопротивление всасывающего воздухозаборника двигателя с обтекателем, выступающим за габариты капота гондол двигателя

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

где N – мощность ПД, кВт.

Сопротивление выхлопных патрубков рядного ПД воздушного охлаждения

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

Внутреннее сопротивление всасывающих патрубков

$$C_{x_a} \cdot S \approx 0,001 \frac{N}{V \cdot \Delta_{II}},$$

где V – скорость полета, м/с;

$\Delta_{II} = \frac{\rho_{II}}{\rho_0}$ – относительная плотность воздуха на расчетной высоте полета.

2.4.1.5 Коэффициенты сопротивления при нулевой подъемной силе несущих 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

$$C_{x_{ад}} = \frac{\sum C_{x_a}^д \cdot S_{мд}}{S},$$

где $C_{x_a}^д$ – коэффициент сопротивления какой-либо детали самолета;

$S_{мд}$ – площадь миделевого сечения детали, m^2 ;

S – площадь крыла, m^2 .

Аэродинамическое сопротивление деталей самолета $C_{x_a}^д \cdot S_{мд}$ 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;
- 0,01 – дорожки для хождения по крылу;
- 0,03...0,06 – детали управления без обтекателей;
- 0,001 – профилированный подкос толщиной 20 мм и длиной 1 м;
- 0,0026 – крепление подкоса;
- 0,0016 – профилированный подкос толщиной 30 мм и длиной 1 м;
- 0,004 – крепление подкоса;
- 0,0022 – профилированный подкос толщиной 40 мм и длиной 1 м;
- 0,0066 – крепление подкоса;
- 0,026 – круглая труба $\varnothing = 25$ мм и длиной 1 м;
- 0,052 – круглая труба $\varnothing = 50$ мм и длиной 1 м.

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:

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

где m_0 – в кг;

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

L – дальность полета, км;

H – высота полета, км;

$V_{\text{кол}}$ 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 – пирамидальное 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:

$$C_{x_{ш}} = 0,242 \frac{n_1}{S} \sum (B_{\text{кол}} \cdot D_{\text{кол}} - 0,214 B_{\text{кол}}^2),$$

где S – площадь крыла, м^2 .

По статистике можно применять коэффициент сопротивления неубирающегося шасси $C_{x_{ш}}$:

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 $C_{x_{a_0}}$

Для определения $C_{x_{a_0}}$ всего самолета (см. п. 2.4.1.) сводка лобовых сопротивлений всех агрегатов и частей самолета в соответствии с вышеприведенными расчетами (табл. 2.2).

Коэффициент минимального лобового сопротивления всего самолета:

$$C_{x_{a_0}} = 1,05 \cdot \frac{\sum C_{x_{a_i}} \cdot S_i}{S},$$

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

Сводка лобовых сопротивлений при $(V, H) = const$

№ п/п	Наименование частей	Количество	Площадь или мидель, м ²	Общая площадь или мидель, м ²	C_{x_i} всех агрегатов	$C_{x_i} \cdot S_i$
1	Крыло	1	S	S	$C_{x_{акр}}$	$C_{x_{акр}} \cdot S$
2	Горизонтальное оперение	1	$S_{гo}$		$C_{x_{гo}}$	$C_{x_{гo}} \cdot S_{гo}$
3	Вертикальное оперение					
4	Фюзеляж					
5	Мотогондолы					
6	Радиаторы					
7	Шасси					
8	Отдельные детали: подкосы, рычажки, ... и т.д.					
Итого						$C_{x_i} \cdot S_i$

2.4.3 Коэффициент аэродинамической подъемной силы самолета

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

$$C_{y_a} = C_{y_{акр}}$$

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

$$C_{y_a} = C_{y_{акр}}^\alpha (\alpha - \alpha_0),$$

где $C_{y_{акр}}^\alpha$ — производная коэффициента подъемной силы по углу атаки крыла α :

$$C_{y_{акр}}^\alpha = \frac{2,02 \cdot \pi \cdot \lambda}{p \cdot \lambda + 2},$$

где 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);

для современных профилей

$$\alpha_0 = \alpha_{0f} + \alpha_{0\tau}; \quad \alpha_0 = -(3 \dots 4^\circ);$$

где α_{0f} – зависит от кривизны профиля и определяется по характеристикам профиля крыла;

$$\alpha_{0f} = -(2 \dots 3^\circ);$$

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

$\tau = 0 \dots 5^\circ$ – 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:

$$\alpha = \alpha_\Phi + \varphi_{уст},$$

где α_Φ – угол атаки относительно продольной оси фюзеляжа;

$\varphi_{уст}$ – установочный угол крыла относительно оси фюзеляжа;

$\varphi_{уст} = 2 \dots 3^\circ$ – для легких многоцелевых самолетов;

$\varphi_{уст} = 0 \dots 2^\circ$ – для легких спортивных самолетов;

$\varphi_{уст} = 4 \dots 6^\circ$ – для планеров и мотопланеров.

Построение зависимости коэффициента аэродинамической подъемной силы от угла атаки $C_{y_a} = f(\alpha)$ проводится по уравнению

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

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

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 $C_{y_a} \approx 0,1$.

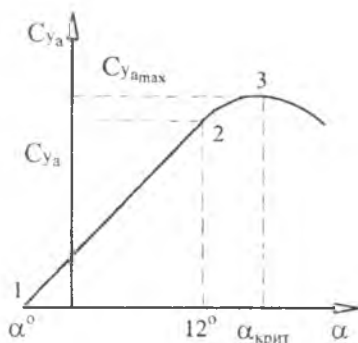
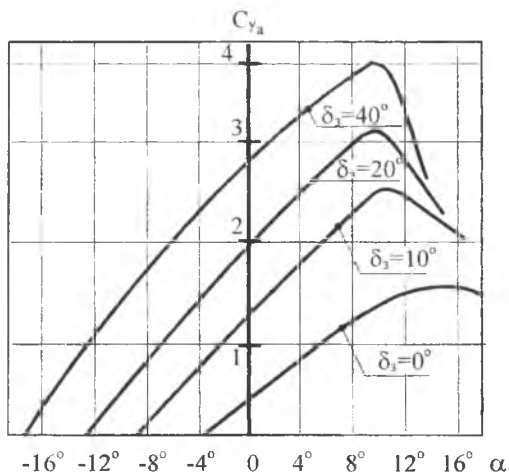


Рис. 2.7. Построение зависимости $C_{y_a} = f(\alpha)$

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 табл. 2.3.

$\frac{x}{b}$	$\frac{Y_H}{b}$	$\frac{Y_H}{b}$	$\frac{x}{b}$	$\frac{Y_B}{b}$	$\frac{Y_H}{b}$	$\frac{x}{b}$	$\frac{Y_B}{b}$	$\frac{Y_H}{b}$
0,0000	0,00000	0,00000	0,3000	0,10160	-0,06450	0,7500	0,06513	-0,02490
0,0050	0,02040	-0,01380	0,4000	0,10491	-0,06490	0,8000	0,05286	-0,01600
0,0250	0,04170	-0,02690	0,5000	0,10258	-0,06100	0,8500	0,03988	-0,00860
0,0500	0,05589	-0,03580	0,5500	0,09910	-0,05700	0,9000	0,02639	-0,00360
0,1000	0,07300	-0,04700	0,6000	0,09371	-0,05080	0,9500	0,01287	-0,00260
0,1500	0,08400	-0,05430	0,6500	0,08599	-0,04280	0,9750	0,00609	-0,00400
0,2000	0,09200	-0,05930	0,7000	0,07634	-0,03400	1,0000	0,00070	-0,00800

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

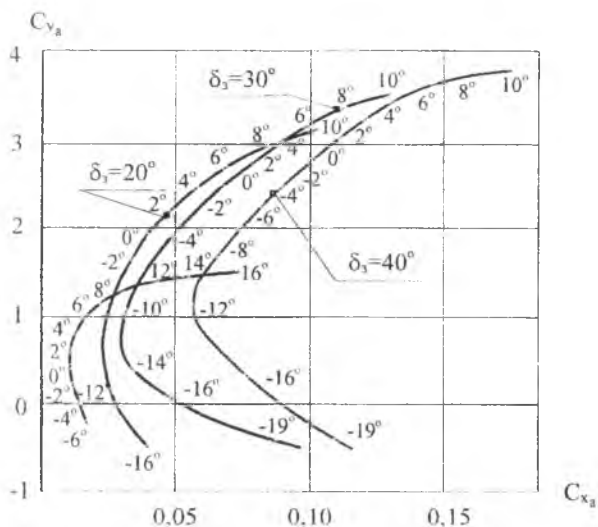


Рис. 2.9. Поляры профиля GA(W)-1. Предкрылков нет

График зависимости $C_{y_a} = f(\alpha)$ и профильная поляра $C_{y_a} = f(C_{x_{ар}})$ представлен на рис. 2.8. и 2.9.

При расчетах максимальный коэффициент подъемной силы немеханизированного крыла можно определить:

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

где $C_{y_{a_{\max}}}^{\text{уп}}$ – максимальный коэффициент подъемной силы профиля крыла по средней геометрической хорде;

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

η – 1; 2; 3; 4,

K_{η} – 0,9; 0,94; 0,93; 0,92.

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

$$C_{y_{a \max}}^{\text{Мех}} = C_{y_{a \max}} + \Delta C_{y_{a \max}}^{3.К} (K_1, K_2, K_3, K_4, K_5) + \\ + \Delta C_{y_{a \max}}^{\text{П.К}} (K_4, K_5, K_6, K_7) + \Delta C_{y_{a \phi}},$$

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

$\Delta C_{y_{a \max}}^{3.К}$ – приращение коэффициента подъемной силы от механизации задней кромки крыла (табл. 2.4);

$\Delta C_{y_{a \max}}^{\text{П.К}}$ – приращение коэффициента подъемной силы от механизации передней кромки крыла (табл. 2.4);

$\Delta C_{y_{a \phi}}$ – 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 (предкрылка);

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

K_6 – угла отклонения органа механизации передней кромки;

K_7 – относительной хорды механизации передней кромки.






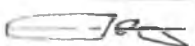






Значения коэффициентов подъемной силы от механизации передней и задней кромок, поправочных коэффициентов представлены в табл. 2.4 и на рис. 2.11.

Приращение коэффициента подъемной силы из-за влияния фюзеляжа, то есть его относительной ширины $\frac{b_{\phi}}{\ell_{\phi}} = \bar{b}_{\phi}$ представлено на рис. 2.10.

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

Таблица 2.4

Гидродинамические характеристики крыла с механизацией

№	Конфигурация	Тип механизации	δ°_{opt}	$\Delta C_{y_{a_{max}}}$	$\Delta C_{x_{a_{min}}}$	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	$6 \cdot 10^6$
8		Закрылок Фаулера	30	1,67	0,1	$3,5 \cdot 10^6$
9		Двухщелевой закрылок Фаулера	15/30	2,25	0,15	$3,5 \cdot 10^6$
10		Предкрылок	25...30	0,6...0,9	≈ 0	$6 \cdot 10^6$
11		Щиток Крюгера	40...45	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; $\Delta C_{x_{a_{min}}}$ – приращение коэффициента сопротивления от механизации при δ°_{opt} ; Re – число Рейнольдса при испытании механизации; значения даны для исходной геометрии крыла:

$\lambda = 12$; $\eta = 1,0$; $c = 10\%$; $\chi = 0^{\circ}$; $b_{mex} = 0,3$; $b_{np} = 0,15$ по всему размаху.

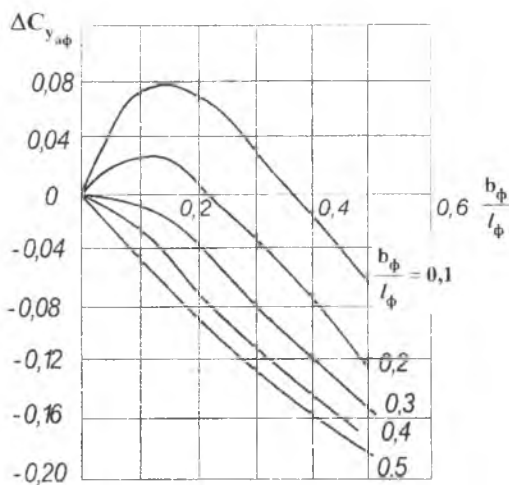


Рис. 2.10. Прирост $\Delta C_{y_{aφ}}$

После расчета коэффициента $\Delta C_{y_{a_{max}}}$ немеханизованного крыла и $\Delta C_{y_{a_{max}}}^{мех}$ 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:

$$C_{x_a} = C_{x_{a_0}} + \Delta C_{x_a}^{мех} + \Delta C_{x_{a_p}} + C_{x_{a_1}},$$

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

$\Delta C_{x_a}^{мех}$ — приращение сопротивления от механизации крыла в зависимости от типа механизации:

$$\Delta C_{x_a}^{мех} = \Delta C_{x_{a_{min}}} \cdot K_{\bar{b}} \cdot K_{\bar{l}} \cdot K_{\phi} \cdot K_{\chi},$$

где $\Delta C_{x_{a_{min}}}$ — определяется в зависимости от типа механизации в табл. 2.4;

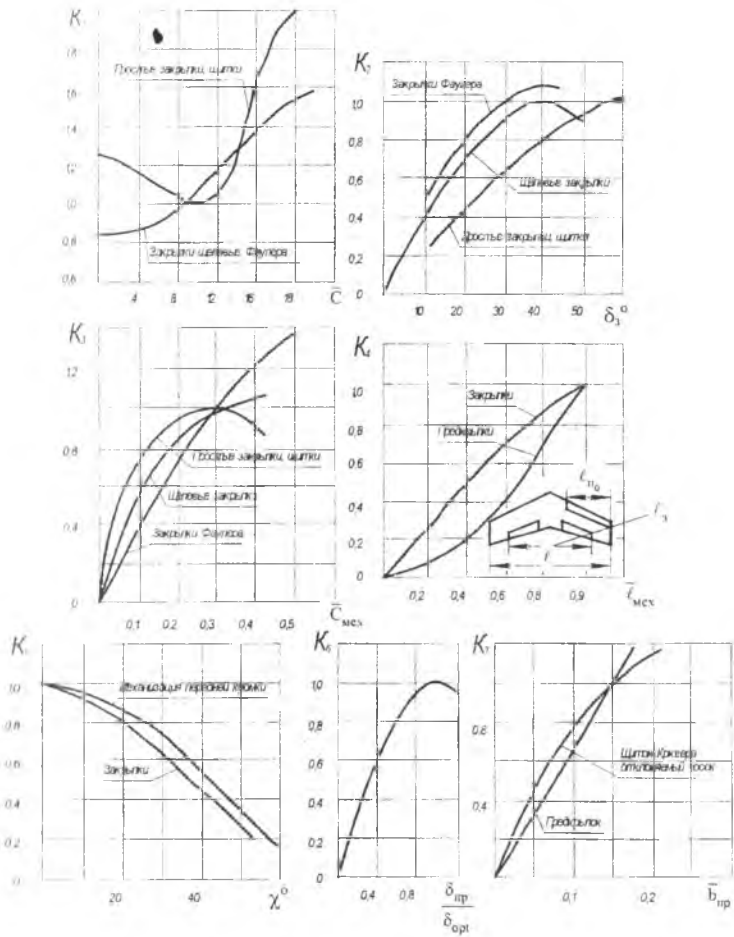


Рис. 2.11 Поправочные коэффициенты $K_1 \dots K_7$ для определения приращения коэффициента подъемной силы от механизации крыла

поправочные коэффициенты (рис. 2.12) учитывают влияние:

- K_{11} — относительной хорды закрылка;
- K_{12} — относительного размаха механизации;
- K_{13} — ширины фюзеляжа;
- K_{14} — угла стреловидности по оси шарниров закрылка;

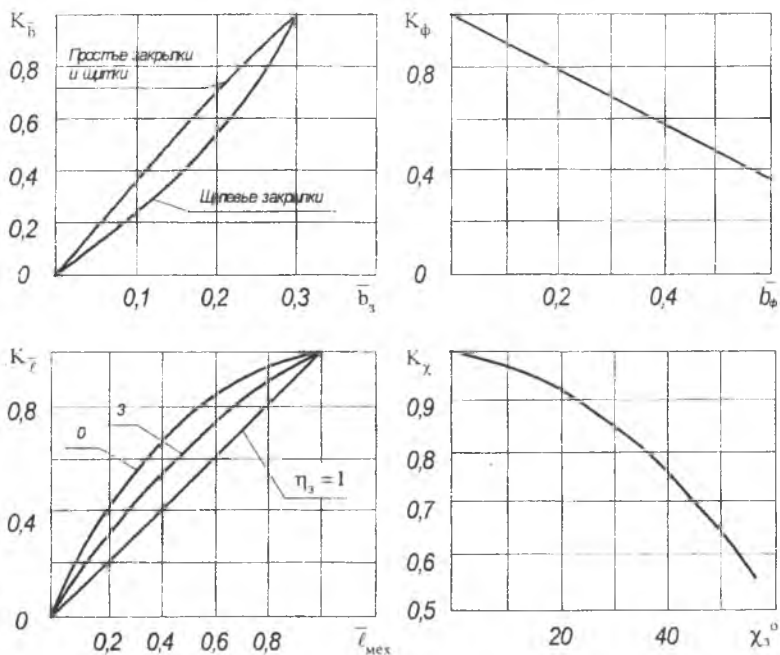


Рис. 2.12. Поправочные коэффициенты $K_b, K_\zeta, K_\phi, K_\chi$

$\Delta C_{x_{ар}}$ – поправка, учитывающая изменение профильного сопротивления самолета с изменением коэффициента подъемной силы крыла; определяется в зависимости от относительного параметра \bar{C}_{y_a} , где $\bar{C}_{y_a} = \frac{C_{y_a}}{C_{y_{a\text{max}}}}$ (рис. 2.13).

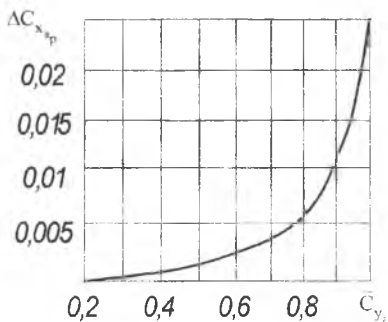


Рис. 2.13. Поправка $\Delta C_{x_{ар}}$

2.4.4 Построение поляр самолета

Графики зависимости $C_{y_a} = f(C_{x_a})$ строятся для самолета с немеханизированным крылом в следующей последовательности по известному коэффициенту подъемной силы $C_{y_{a\max}}$ и $C_{x_{a0}}$.

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

2 Задаваясь значениями коэффициента C_{y_a} от нуля до $C_{y_{a\max}}$, определяют значения индуктивного сопротивления $C_{x_{a_i}}$ (см п. 2.4.1).

3 По относительному параметру $\bar{C}_{y_a} = \frac{C_{y_a}}{C_{y_{a\max}}}$ определяют прирост профильного сопротивления $\Delta C_{x_{a_p}}$ по рис. 2.13.

4 Вычисляют значения коэффициента сопротивления самолета

$$C_{x_a} = C_{x_{a0}} + C_{x_{a_i}} + \Delta C_{x_{a_p}}.$$

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

Поляру для самолета с механизированным крылом строят в следующей последовательности:

1 Выбирают тип механизации крыла по табл. 2.4 и вычисляют коэффициент максимальной подъемной силы крыла $C_{y_{a\max}}^{\text{мех}}$ (см. п. 2.4.3).

2 Задаваясь рядом значений C_{y_a} от нуля до $C_{y_{a\max}}^{\text{мех}}$, вычисляют значение индуктивного сопротивления $C_{x_{a_i}}$.

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

4 Вычисляют коэффициент лобового сопротивления самолета с учетом механизации крыла:

$$C_{x_a} = C_{x_{a0}} + C_{x_{a_i}} + \Delta C_{x_{a_p}} + \Delta C_{x_a}^{\text{мех}}.$$

Поляры могут быть построены для крыла с механизацией, отнесенной 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 поляры 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 $\bar{N}_0^{V_{\max}}$ определяется:

$$\bar{N}_0^{V_{\max}} = \frac{N_0^{V_{\max}}}{m_0} = \frac{C_{X_{a0}} \cdot \Delta_H \cdot V_{\max}^3}{1280 \cdot \rho_0 \cdot K_N^{V_H} \cdot g},$$

где $\bar{N}_0^{V_{\max}}$ – 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);

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

$g = 9,81$ м/с² – ускорение свободного падения;

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

$C_{x_{a0}}$ – 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 $\bar{N}_0^{V_{кр}}$ определяется для $V_{кр} = 0,85 V_{\max}$:

$$\bar{N}_0^{V_{кр}} = \frac{N_0^{V_{кр}}}{m_0} = \frac{C_{x_{a0}} \cdot \Delta_H \cdot V_{кр}^3}{854 \cdot \rho_0 \cdot K_N^{V_H} \cdot g}.$$

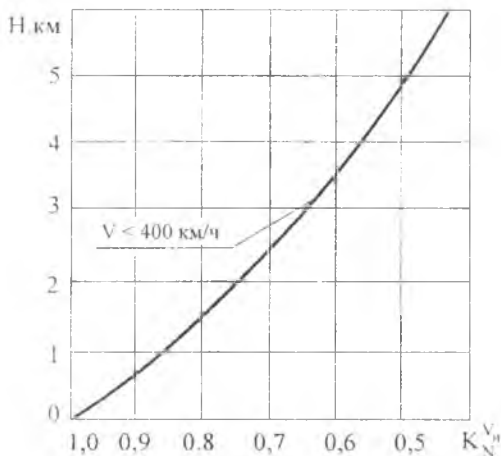


Рис. 2.14. Падение мощности от высоты и скорости

2.4.5.3 Скороподъемность у земли

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

$$\bar{N}_0^{V_{y_{\max}}} = \frac{0,555}{K_N^{V_H}} \sqrt{\frac{C_{x_{a0}} \cdot V_{y_{\max}}^2}{\rho_0}}$$

2.4.5.4 Разбег самолета

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

$$\bar{N}_0^{l_{\text{разб}}} = 0,75 \left(\frac{0,9 \cdot \rho_0}{C_{y_{a_{\text{взл}}}} \cdot l_{\text{разб}}} + 1,1f_{\text{разб}} + 0,033 \right),$$

где $C_{y_{a_{\text{взл}}}} = \frac{C_{y_{a_{\text{взл}}}}}{1,44}$ — коэффициент подъемной силы при взлетном положении механизация 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:

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

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 \bar{N}_0 по статистической табл. 2.1 в зависимости от назначения летательного аппарата.

Начальная мощность двигателя

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

Полученная расчетом мощность двигателя N_0 определяет задаваемые конструктором желаемые характеристики: V_{max} , $V_{\text{кр}}$, $V_{y_{\text{max}}}$, H , $\ell_{\text{разб}}$, 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).

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

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

K_N^H учитывает падение мощности на разных высотах и скоростях (см. рис. 2.14).

$$K_N^V = K_N^H \cdot K_N^V;$$

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

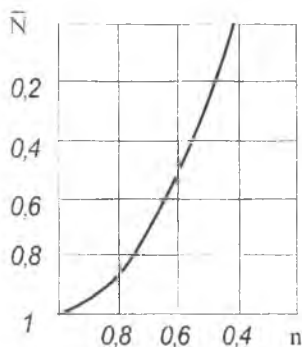


Рис. 2.15. Зависимость $\bar{N} = f(n)$

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

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 расчетным 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:

$$\overline{q_{\text{ч}}} = 0,18 + 0,82\overline{N}^2.$$

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).

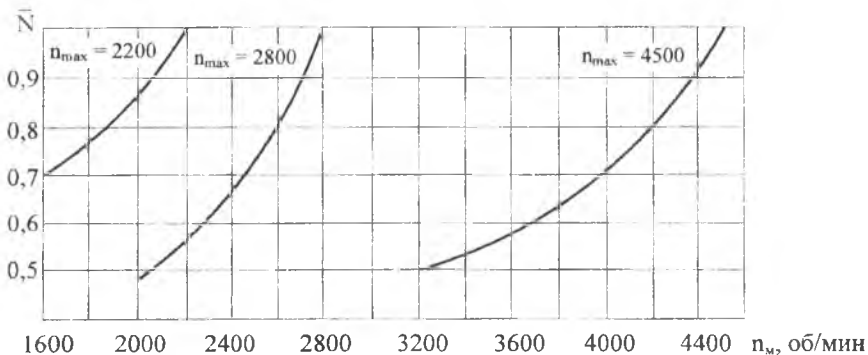


Рис. 2.16. Зависимость числа оборотов двигателя от степени дросселирования

2. Определяют основные параметры винта.

Диаметр винта (m), D_v :

$$D_v = K_D \cdot \sqrt[4]{\frac{1,36 \cdot N}{V \cdot \Delta \cdot n_m^2}},$$

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).

Значения коэффициента K_D

Тип винта	Деревянный (две лопасти)	Металлический (две лопасти)
Стороной	98	96
Сторонно-вспомогательный	110	108
Вспомогательный	104	103

Коэффициент мощности, затрачиваемой на вращение винта:

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

Относительная поступь винта:

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

где V – расчетная скорость, м/с;

n_c – частота вращения винта, об/с;

ρ_{II} – 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:

$$U = 0,75 \cdot \pi \cdot D_B \cdot n_c.$$

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, выраженного аналогично профилю крыла с большим коэффициентом C_{y_a} и меньшим C_{x_a} профиля.

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

$$h = 0,75 \cdot \pi \cdot D_B \cdot \operatorname{tg}(\varphi - \alpha_R).$$

По характеристикам винтов различных серий и коэффициентам β и λ определяют η_R — 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_B при максимальном η_R .

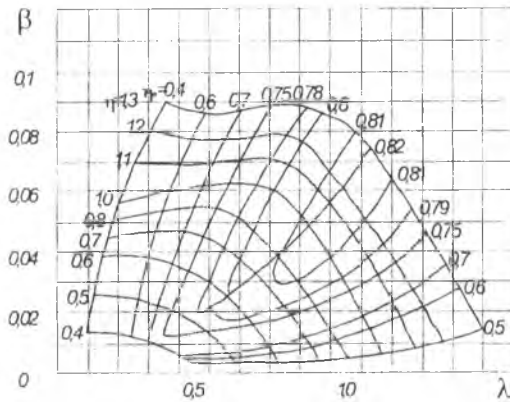


Рис. 2.17. Характеристики серии деревянных винтов ЦАГИ СДВ-1

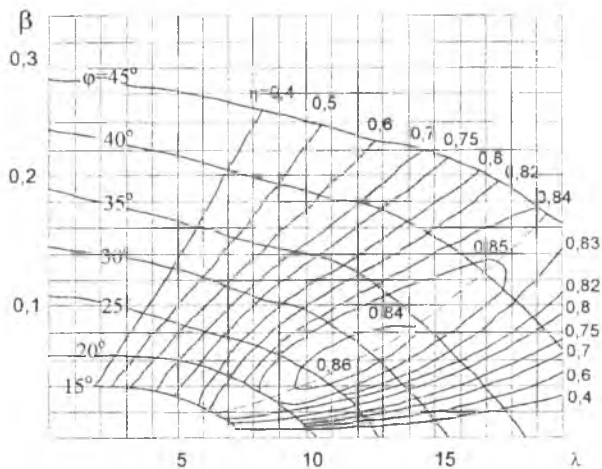


Рис. 2.18. Характеристики серии двухлопастных винтов НАСА 5868-9 с гондолой рядного двигателя

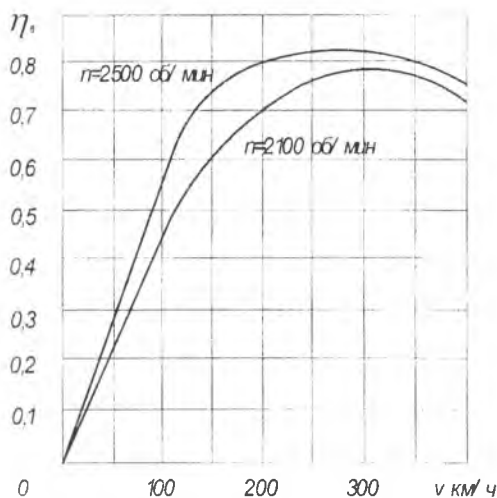


Рис. 2.19. Изменение КПД 2-лопастных винтов от скорости полета и оборотов двигателя

На рис. 2.19. приведены сравнительные значения η_v при различных скоростях полета и оборотах 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. Задан ряд частот оборотов двигателя в минуту, соответствующую степень дросселирования, расчетную высоту полета и скорость на этой высоте (n_m, \bar{N}, Δ, V).

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

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

3. Определяют коэффициент мощности винта:

$$\beta = \frac{102N_0}{\rho_H n_c^3 D_B^5}.$$

4. Определяют относительную поступь винта:

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

5. По характеристикам винтов различных серий и коэффициентам β и λ определяют коэффициент полезного действия винта η_B , 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^{VH} , рассчитывают по формуле:

$$N_p = N_0 \cdot \bar{N} \cdot \eta_B \cdot K_N^{VH}.$$

2.4.6.3 Построение кривых потребных мощностей

Построение диаграмм потребных 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 потребная мощность (в кВт) двигателя для скорости полета V и высоты H :

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

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.

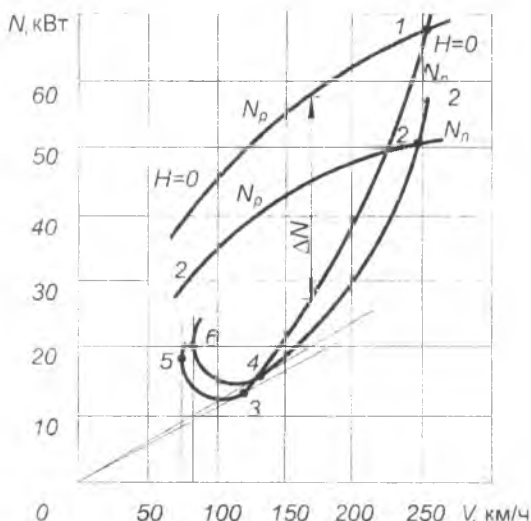


Рис. 2.20. Кривые потребляемых и располагаемых мощностей

Максимальная скорость полета определяется из условия равенства наибольших потребной и располагаемой мощностей и соответствует точкам 1, 2 пересечения кривых для каждой высоты полета:

$$V_{\max} = 3,6 \sqrt[3]{\frac{204N_{\max}\eta_{\text{в}}}{C_{x_{a0}} \cdot \rho_{\text{н}} \cdot S}} \text{ км/ч,}$$

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:

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

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 поляре.

$$C_{y_{\text{анв}}} = \sqrt{\pi \lambda_{\text{эф}} \cdot C_{x_{\text{а0}}}}.$$

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

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

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

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

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

где $\Delta N = N_p - N_{11}$ – определяется по графику для каждой высоты полета (рис. 2.20).

Для разных скоростей V на одной высоте можно найти ΔN_{max} и $V_{y_{\text{max}}}$ и построить зависимость $V_{y_{\text{max}}} = f(H)$. На этом графике опре-

обозначается H_T – теоретический и $H_{пр}$ – практический потолок самолета, когда соответственно $V_y = 0$ и $V_y = 0,5 \dots 1$ м/с.

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

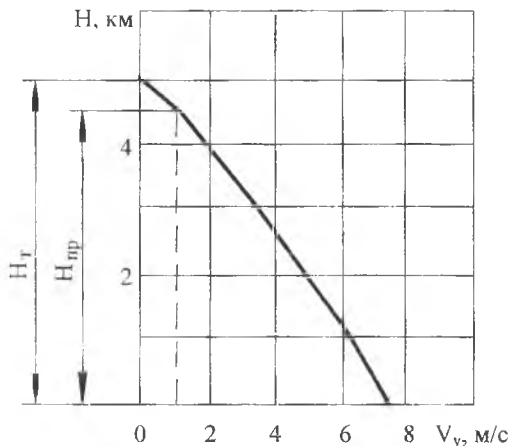


Рис. 2.21. Зависимость вертикальной скорости от высоты полета

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:

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

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

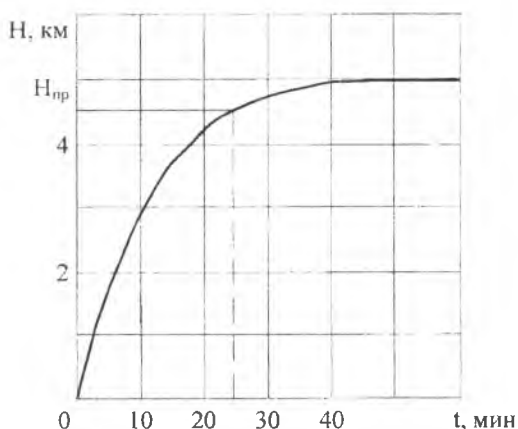


Рис. 2.22. Барограмма подъема самолета

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, расходующаяся на набор высоты ΔH на номинальном режиме:

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

где $C_{е\text{ном}} = 1,05C_{е0}$; среднее значение расхода топлива для ПД – $C_{е0} = 0,32$ кг/кВт·ч;

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

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

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

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

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

где $C_{y_{\text{всн}}} \approx (0,5 \dots 0,6) C_{y_{\text{а макс}}}$; $C_{y_{\text{а макс}}}$ – коэффициент максимальной подъемной силы крыла без механизации, а $C_{x_{\text{всн}}}$ – коэффициент силы сопротивления, определяемые по поляре самолета без выпущенной механизации крыла;

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

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

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

$m_{\text{то}}$ – общий запас топлива на самолете, кг.

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

$$t_{\text{сн}} = \frac{L_{\text{сн}}}{V_{\text{сн}}}.$$

Масса топлива, кг, расходуемого при снижении:

$$m_{\text{тсн}} = \bar{q}_{\text{ч}} \cdot q_{\text{ч}_0} \cdot t_{\text{сн}},$$

где $q_{\text{ч}_0} = C_{\text{с}_0} \cdot N_0$ – 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:

$$m_{\text{т аэр}} = 0,71 C_{\text{с}_0} \cdot N_0 \cdot t_{\text{аэр}}.$$

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

$$m_{T_{\text{ост}}} = (0,05 \dots 0,07) m_{T_0}$$

Топливо, расходуемое на крейсерский участок полета, кг:

$$m_{T_{\text{кр}}} = m_{T_0} - m_{T_{\text{наб}}} - m_{T_{\text{сн}}} - m_{T_{\text{азр}}} - m_{T_{\text{ост}}}$$

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

$$L_{\text{кр}} = 270 \frac{m_{T_{\text{кр}}}}{m_{\text{ср}}} K_{\text{max}} \frac{\eta_{\text{вкр}}}{C_{\text{екр}}}$$

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

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

$C_{\text{екр}} = \bar{C}_{\text{е}} \cdot C_{\text{е}_{\text{ном}}}$ — удельный часовой расход топлива;

$\bar{C}_{\text{е}}$ — коэффициент удельного часового расхода топлива, определяется в зависимости от $\bar{N} = N_{\text{кр}} / N_{\text{ном}}$ (см. рис.2.23);

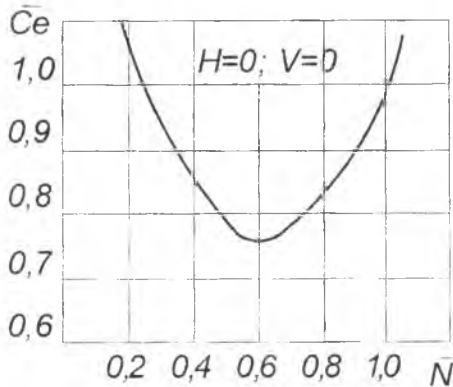


Рис.2.23. Дроссельная характеристика ПД с $C_{\text{е}_0} = 0,32$ кг/кВт ч

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

полет с $V_{кр}$ в м/с.

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:

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

2.4.8 Определение взлетно-посадочных характеристик

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

$$L_{ГВП} = L_{разб} + L_T + L_{проб} + 25 \leq 550 \text{ м};$$

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 $t = 3$ с

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

$L_{проб}$ – 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 $V_{наб} = 1,5V_{min}$ и поднимается на высоту 10,7 м.

Длина разбега самолета, м:

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

$$\text{где } P_{\text{ср}} = \frac{102N_0 \cdot \eta_{\text{в}}}{V_{\text{ср}}} \text{ ДаН; } V_{\text{ср}} = \frac{V_{\text{отр}} + V_{\text{наб}}}{2} \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

Тягу, создаваемую винтами поршневых, трубковинтовых и турбовентиляторных двигателей на основании статистики приблизительно можно определить, т.к. 1 кВт мощности двигателя создает винтом статическую тягу 36,7...38,8Н при $\eta_{\text{в}} = 0,65 \dots 0,75$ 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 $\eta_{\text{в}} = 0,7$.

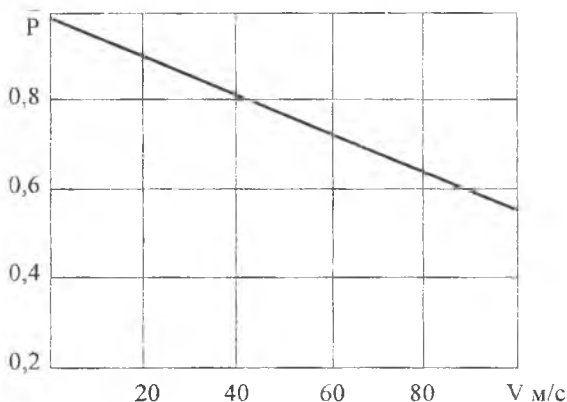


Рис. 2.24. Падение относительной тяги ПД с $\eta_{\text{в}} = 0,7$ от скорости полета

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

$$P = \alpha \cdot \rho_{\text{н}} n_{\text{с}}^2 D_{\text{в}}^4 \text{ кг,}$$

где α – коэффициент тяги винта, $\alpha = \frac{\eta_{\text{в}} \beta}{\lambda}$;

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

$$N = \frac{\beta \rho_{\text{н}} n_{\text{с}}^3 D_{\text{в}}^5}{102};$$

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

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2m_0}{\rho_0 C_{y_{aотр}} SK_{обд}}},$$

где $K_{обд}$ – учитывает увеличение $C_{y_{aотр}}$ вследствие обдувки крыла винтом;

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

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

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

n_v – количество винтов;

F_v – 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:

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

где $\Delta P_{ср}$ – избыточная средняя тяга, ДаН;

$$\Delta P_{ср} = 0,5(\Delta P_{отр} + \Delta P_{наб}),$$

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

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

Взлетная дистанция самолета, м:

$$L_{взл} = L_{разб} + L_{в.уч.}$$

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.:

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

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

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

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

$\eta_{\text{впл}}$ – КПД винта, определяется по характеристикам винта на

$V = V_{\text{пл}}$;

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

$m_{\text{пос}} = m_0 - m_{\text{габ.}} - m_{\text{ткр.}} - m_{\text{тсн}}$ – посадочная масса самолета.

Высота участка на этапе выравнивания, m ($\Theta_{\text{пл}}$, рад.):

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

Длина участка выравнивания, m :

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

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

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

$C_{y_{a \text{ выр}}} = (0,5 \dots 0,6) C_{y_{a \text{ max}}}$ – 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.

3 ПРОЕКТИРОВАНИЕ МОТОДЕЛЬТАПЛАНОВ

Широкое развитие дельтапланов в конце 70-х годов позволило перейти к ещё более широкому развитию моторных сверхлёгких летательных аппаратов (СЛА) в конце 80-х годов, имеющих взлётную массу 300-500 кг. способных перевозить до 200 кг груза со скоростью более 80 км/ч на расстояние 300 км и более, выполнять различные народнохозяйственные задачи (см.гл.1) [5].

По мере увеличения взлётной массы современные мотodelьтапланы имеют самостоятельную мототележку, на которой размещается экипаж, груз, оборудование и силовая установка. Мотodelьтапланы промышленного производства должны удовлетворять «Нормам лётной годности мотodelьтапланов» (НЛГ-МД), а мотodelьтапланы любительской постройки – «Общим техническим требованиям» (ОТТ) и «Временным техническим требованиям к моторным дельтапланам» (ВТТ МД-87), по которым осуществляется сертификация этих аппаратов.

В данном разделе рассматривается проектирование двухместных дельтапланов, предназначенных для учебно-тренировочных полетов и выполнения различных народнохозяйственных задач.

3.1 ВЫБОР СХЕМЫ И КОМПОНОВКИ

Схема и компоновка мотodelьтаплана выбираются исходя из назначения. Наиболее универсальной и рациональной является схема с обычным дельтапланерным крылом, трехколесной мототележкой с силовой установкой, расположенной позади пилота.

Для учебно-тренировочных аппаратов применяют рядное расположение пилотов, сидящих рядом по типу «Дузт». Мототележка ферменной конструкции защищает пилотов в аварийных ситуациях, крепится к крылу через шарнир, имеющий две степени свободы, а силовая установка, кресла пилотов, шасси, оборудование и другие элементы конструкции закреплены на мототележке. Эта схема (рис. 3.1) позволяет использовать балансирное управление с одинаковыми условиями для инструктора и курсанта и прямой контакт между ними.

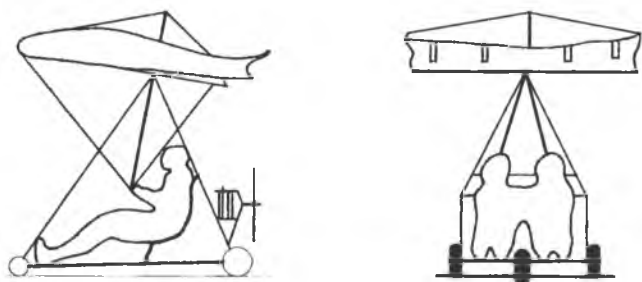


Рис. 3.1. Схема мотodelьтаплана типа «Дуэт»

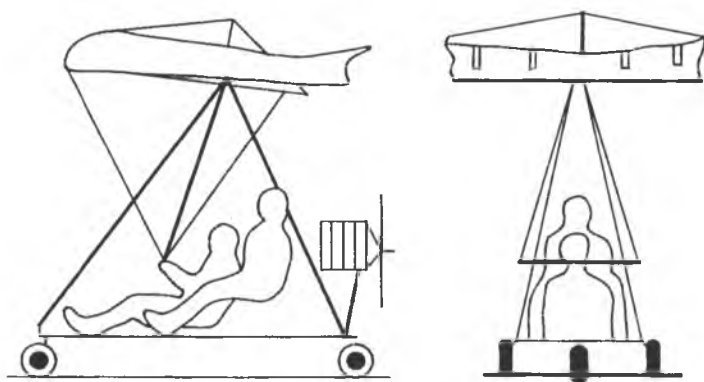


Рис. 3.2. Схема мотodelьтаплана типа «Тандем»

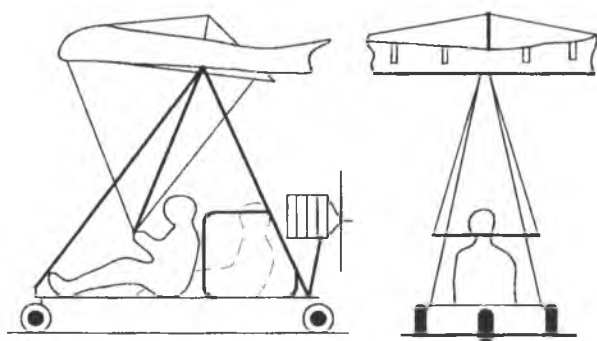


Рис. 3.3. Схема мотodelьтаплана типа «Тандем» с минимальным аэродинамическим сопротивлением

Для мотodelьтапланов многоцелевого применения в народном хозяйстве наиболее рациональной схемой является расположение по типу «Тандем». При этом могут быть два вида: первый – это усиленный одноместный вариант с увеличенной на 1/8 длины рамкой кресла для размещения пассажира «у себя на плечах», т.е. сзади и чуть выше пилота с дополнительной опорой ног пассажира (рис. 3.2); второй – это полноразмерный с увеличением рамки-кресла в 1,2...1,3 раза по сравнению с одноместным вариантом, что выгодно с точки зрения аэродинамики и симметричности при отсутствии пассажира или размещения груза вместо пассажира (рис. 3.3).

Компоновка мотodelьтаплана включает: функционально-целевую, конструктивно-силовую, аэродинамическую и массовую компоновки.

Функционально-целевая осуществляет:

- удобное размещение экипажа для выполнения целевых функций;
- создание экипажу необходимых условий для управления и аварийного покидания:
 - размещение целевой нагрузки с соблюдением необходимой центровки;
 - обеспечение портативности конструкции с быстрой сборкой-разборкой для удобной транспортировки и хранения;
 - обеспечение простоты обслуживания и хорошего доступа для осмотра конструкции.

Конструктивно-силовая компоновка должна обеспечить:

- прочность и надежность конструкции с рациональным и минимальным количеством силовых элементов, обеспечивающих защиту экипажа в аварийных ситуациях, надежность управления на всех режимах полета;
 - резервирование особо ответственных узлов и соединений, в том числе узла навески крыла, троссовых растяжек поперечной балки, крепления двигателя, пилона навески крыла;
 - прочность шасси при вертикальной скорости V_y приземления не менее 2,5 м/с;
 - прочность конструкции на максимальную эксплуатационную вертикальную перегрузку $n_y^3 = +4$ при коэффициенте безопасности $\Gamma = 1,5$, а для особо ответственных узлов $f = 2...3$;

– привязную систему пилота и крепление грузов на $n_x^2 = 9$ и $n_z^2 = \pm 2,5$.

Аэродинамическая компоновка должна обеспечить:

- наибольшее значение аэродинамического качества и несущих характеристик с уменьшением до возможного минимума миделя мототележки, колес шасси;
- эффективное управление на всех режимах полета в заданных условиях эксплуатации;
- плавное развитие срыва потока на углах атаки, превышающих критические, и отсутствие тенденций к сваливанию и штопору;
- применение свободонесущих крыльев с гладким лобиком, минимальной круткой и жесткой обшивкой крыла;
- устойчивую работу гибкой обшивки крыла на предельно малых углах атаки, предотвращающую тенденцию к пикированию;
- оптимизацию площади крыла с параметрами мототележки;
- применение ограничителей максимального и минимального угла атаки крыла.

Массовая компоновка обеспечивает:

- минимальный разнос масс: экипажа, груза, оборудования аппаратуры и т.п. с соблюдением необходимой центровки и балансировки на всех режимах при израсходовании топлива или сбросе нагрузки в полете;
- минимальную массу конструкции мотодельтаплана с достаточной прочностью и жесткостью.

3.2 ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ

При проектировании новых мотодельтапланов необходимо учесть опыт эксплуатации построенных аппаратов и выбрать наилучшие параметры и характеристики. Рекомендуемый диапазон максимальных скоростей полета $V_{\max} = 130 \dots 150$ км/ч; крейсерские скорости полета $V_{\text{кр}} = (0,6 \dots 0,9) V_{\max}$ или выбираются $V_{\text{кр}} = 90 \dots 100$ км/ч; при этом аэродинамическое качество мотодельтаплана

$K = \frac{C_y}{C_x} \geq 4$; минимальная скорость полета $V_{\min} \leq 55$ км/ч; вертикаль-

ная скорость набора высота должна быть ≥ 1 м/с, а скорость снижения на этапе планирования с отказавшим двигателем $V_{y\text{сн}} \leq 3$ м/с.

Для мотodelьтапланов типа «Дуэт» аэродинамическое качество $K_{\text{мд}} = 7 \dots 8$ при аэродинамическом качестве изолированного крыла $K_{\text{кр}} = 10 \dots 12$, а для схемы «Тандем» $K_{\text{мд}} = 8,5 \dots 10$ при $K_{\text{кр}} = 10 \dots 12$.

Максимальная масса целевой нагрузки наиболее рациональная $m_{\text{цн}} \leq 200$ кг, но более тяжелые мотodelьтапланы могут иметь $m_{\text{цн}} = 240 \dots 280$ кг, причем относительная масса целевой нагрузки

$$\bar{m}_{\text{цн}} = \frac{m_{\text{цн}}}{m_0} = 0,6 \dots 0,65, \text{ т.е. практически масса целевой нагрузки почти в 3 раза может превышать массу пустого мотodelьтаплана.}$$

Удельная нагрузка на крыло $p_0 = \frac{m_0}{S}$ для современных мотodelьтапланов $p_0 = 15 \dots 25$ ДаН/м², при этом нагрузка на мощность

$$\frac{m_0}{N_0} = 6,8 \dots 10,8 \text{ ДаН/кВт, а энерговооруженность } \bar{N}_0 =$$

$= 0,19 \dots 0,34$ кВт/ДаН. Мощность применяемых двигателей $N_0 = 30 \dots 40$ кВт, в основном высокооборотные $n = 5000 \dots 5500$ об/мин с обязательным редуцированием клиноремными редукторами, имеющими коэффициент полезного действия $\eta_{\text{ред}} = 0,82 \dots 0,85$, диаметры винтов $D_{\text{в}} = 1,5 \dots 1,6$ м.

Дальность полета мотodelьтапланов $L = 200 \dots 300$ км со временем полета $t_{\text{пол}} = 3 \dots 4$ часа и практическим потолком $H_{\text{пр}} > 1000$ м.

3.3 ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И КОНСТРУКЦИИ КРЫЛА

Особенностью крыла мотodelьтаплана является формирование его поверхности, имеющей геометрическую и аэродинамическую кривизну, которые обеспечивают аэродинамические характеристики и устойчивость за счет конусной геометрической модели и воздействия воздушного потока на упругую систему «каркас-обшивка». Стреловидность крыла по передней кромке обеспечивает кривизну профиля и купольность конического крыла, которая трансформировалась в понятие упругого натяжения за счет увеличения стреловидности концевых частей обшивки, закроенных по криволинейной образующей с учетом полетной деформации боковых балок каркаса крыла.

Основными геометрическими параметрами более высококачественного, чем крыло конического типа, крыла с объемным формообразованием, реализуемым двойной обшивкой, частым набором упругих лат как на верхней обшивке, так и на нижней с поперечной балкой, расположенной внутри профиля являются (рис. 3.4):

– площадь крыла S , м², рекомендуемая площадь крыла транспортных мотодельтапланов $S = 18...20$ м²;

– удлинение крыла $\lambda = \frac{\ell^2}{S}$ лежит в диапазоне $\lambda = 4,5...8,5$; рекомендуемое значение $\lambda = 5,8...6$;

– размах крыла ℓ , м определяется после выбора площади крыла и удлинения;

– сужение крыла $\eta = \frac{b_k}{b_{кц}}$ – отношение корневой хорды b_k к концевой хорде $b_{кц}$ лежит в диапазоне $\eta = 2,6...3,6$; рекомендуемое значение $\eta=3$ и корневая хорда крыла может быть определена по формуле

$$b_k = \frac{2\eta \cdot S}{(1 + \eta)\ell} \text{ м};$$

– средняя аэродинамическая хорда $b_{сах}$ может быть определена графически построением (см. рис. 3.4, а) или вычислена

$$b_{сах} = \frac{4}{3} \left[\frac{\eta(\eta+1)+1}{(\eta+1)^2} \right] \sqrt{\frac{S}{\lambda}} \text{ м};$$

положение $b_{сах}$ от носка корневой

хорды и по оси Z можно вычислить: $X_A = \frac{1}{6} \left(\frac{\eta+2}{\eta+1} \right) \text{tg}\chi_k$ м и

$$Z_A = \frac{1}{6} \left(\frac{\eta+2}{\eta+1} \right) \text{ м};$$

– стреловидность крыла мотодельтаплана по передней кромке у корневой нервюры $\chi_k^\circ = 25...30^\circ$ у концевой нервюры $\chi_{кц}^\circ = 30...35^\circ$, т.к. при полете происходит деформация боковой балки крыла;

– при виде спереди (рис. 3.4, б) в полете появляется положительная V-образность крыла $\varphi > 0$ ($2...3^\circ$) за счет деформации крыла при создании подъемной силы;

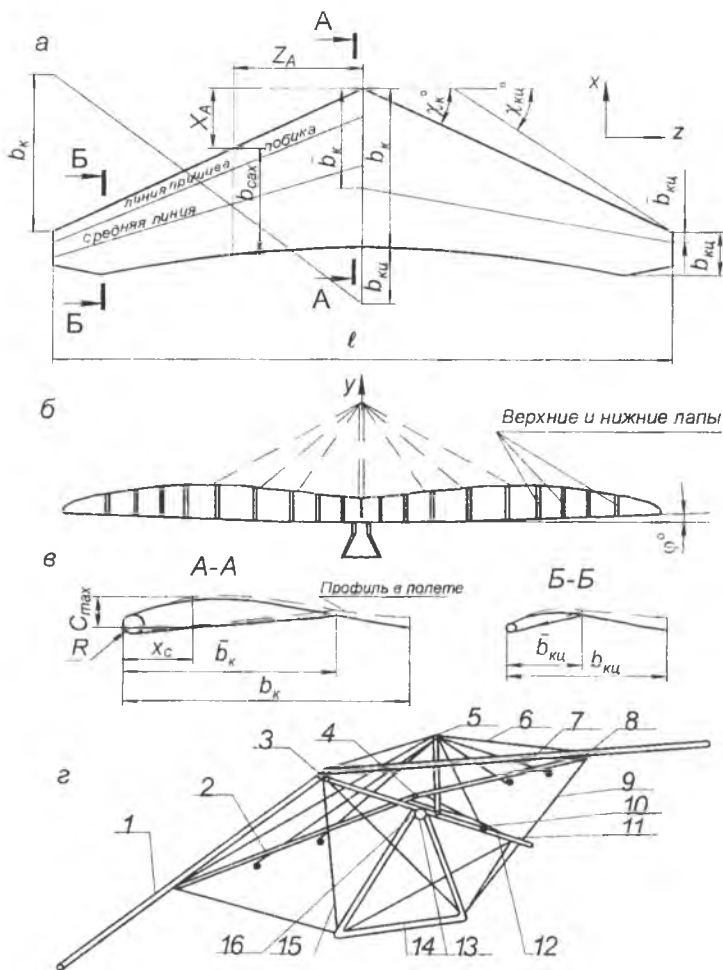


Рис. 3.4. Параметры и конструкция крыла: а – вид в плане; б – вид спереди; в – профиль крыла; г – каркас крыла

– профиль крыла мотodelьтаплана (рис. 3.4, в) выбирается средней толщины $C_{max} = 8...12\%$ и положение максимальной толщины профиля на $25...30\%$ хорды; нижняя плоская обшивка в корневых сечениях расположена на $\bar{b}_k = 0,54...0,6$ в концевых сечениях $\bar{b}_{ки} = 0,1...0,3$;

– радиус носка $R = (0,02...0,04)b$ увеличивает критические углы атаки и при больших значениях способствует плавному срыву потока; при максимальных скоростях полета профиль крыла деформируется, уменьшая кривизну профиля и купольность крыла; верхние и нижние латы сохраняют форму профиля и обеспечивают жесткость крыла и обшивки;

– каркас крыла (рис. 3.4, *г*) состоит из боковых 1 и поперечных 2 балок, килевой балки 12, которые изготавливаются из холоднокатаных бесшовных труб из Д16Т диаметром 45...65 мм, толщиной стенки 1,5...2,0 мм. Каждая балка имеет эксплуатационные разъемы, снабженные пружинными фиксаторами; центральный узел 4 представляет собой шарнирное соединение поперечных балок 2 между собой, обеспечивающее их некоторую подвижность в плоскости крыла и складываемость. Узел выполняется в виде листовых накладок или швеллеров, закрепленных на трубах и соединенных между собой шарниром с вертикальной осью. Балки стыкуются концевыми капроновыми наконечниками и фиксируются в заданном положении – с некоторой стреловидностью при помощи тросов 16, закрепленных на заднем узле 11, килевой балки 12. С целью повышения отказобезопасности центральный узел оснащается страховочным тросом, препятствующим складыванию крыла в случае разрушения тросов 16; передний узел 3 (носовой) выполняется в виде двух накладок из листового Д16Т, между которыми смонтированы при помощи болтовых соединений с радиусными прокладками передние части боковых 1 и килевой балки 12. На нижней накладке закреплен замок тросовых передних растяжек 15; мачта 5 является распорным стержнем тросовой системы – верхних тросов 6, тросов 7, антипикирующего устройства. Она выполняется из трубы круглого ($\varnothing 28...30$ мм, толщина стенки 1,5...2,0 мм) или каплевидного сечения и крепится к килевой балке 12 при помощи болтового соединения; боковой узел 8 состоит из накладки,гнутой из листового 30ХГСА или Д16Т, соединяющей боковую 1 и поперечную балки 2 при помощи болтовых соединений. Вертикальный болт, связывающий боковые верхние 6 и нижние 9 тросовые растяжки и поперечную балку 2, является осью шарнира складывания крыла;

– узел навески крыла 13 представляет собой универсальный шарнир, обеспечивающий отклонение крыла относительно продольной и поперечной осей. Это единственная «точка» соединения крыла с мототележкой (рис. 3.5).

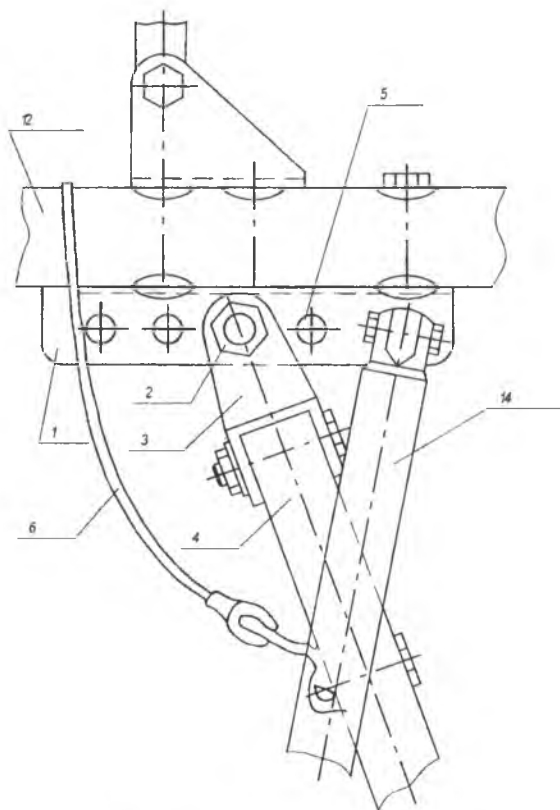


Рис. 3.5. Узел навески крыла

К узлу навески предъявляются повышенные требования по прочности и надежности, его конструкция должна обеспечивать быструю и удобную стыковку крыла с мототележкой. Узел выполнен в виде швеллера 1, закрепленного болтами на килевой трубе 12. В задней части швеллера закреплена трапеция 14. К швеллеру при помощи стыковочного болта 2 крепится кардан 3, соединенный с пилоном

мототележки 4. Для регулировки балансирующей скорости мотодельтаплана на швеллере выполнен ряд парных отверстий 5. Мототележка связана с крылом дополнительным страховочным тросом 6.

– Трапеция 14 состоит из стоек и грифа, выполненных из труб диаметром 28...35 мм с толщиной стенок 1,5...2,5 мм, соединенных плоскими накладками или при помощи наконечников типа «уховилка». Гриф трапеции в конструкции мотодельтаплана помимо своего основного назначения – силового элемента каркаса – одновременно является органом управления. Для расширения диапазона углов отклонения крыла гриф либо выгибают в горизонтальной плоскости, либо оснащают дополнительной ручкой.

– Центральные тросы 17 крепятся к переднему узлу 3 и узлу 10 на килевой балке;

– Обшивка крыла – важнейшая часть конструкции, определяющая летные качества, прочность и ресурс мотодельтаплана. Обшивка должна обладать гибкостью, податливостью, обеспечивать заданную форму поверхности крыла под действием воздушной нагрузки. Материал обшивки должен иметь: низкую воздухопроницаемость – не более $6 \text{ дм}^3/\text{м}^2 \text{ с}$, прочность – разрывная нагрузка (образец $50 \times 200 \text{ мм}$) по основе, утку и диагонали не менее 100 кг, высокое сопротивление вытяжке – до 2...5% по основе и утку соответственно и до 20% по диагонали. Этим требованиям удовлетворяют высокопрочные синтетические ткани типа полистер с плотностью $\geq 160 \text{ г/м}^2$ дакрон, лавсан «Яхта» и «Чайка». Обшивка должна обладать: устойчивостью формы, влагопоглощаемостью, гладкостью, сопротивлением химическим реакциям. Требования при изготовлении обшивки сводятся к следующим:

при раскрое полотнищ их следует располагать так, чтобы свести к минимуму растяжение ткани по диагонали;

полотнища между собой следует сшивать не менее, чем двумя швами;

основной тип строчки «зигзаг» с шагом не менее 4 мм;

на обшивке не должно быть неусиленных вырезов;

прочность материала усиления должна быть не ниже прочности основного материала;

задняя кромка должна быть усилена лентой из однородной с обшивкой ткани шириной не менее 30 мм;

нити, используемые для пошива, должны быть синтетическими с прочностью не менее 1,5 кг на разрыв;

должны быть вычерчены в натуральную величину внешние контуры, линии пришива полотнищ, деталей обшивки и вырезы;

необходимо составить таблицы координат: боковой дуги, килевой «закладки», килевого кармана, концевой «закладки», профилей лат, исполнения лобового обтекателя, нижней обшивки;

должна быть согласована линия закроя обшивки с линией деформации боковых труб каркаса под нагрузкой в полете;

в целом обшивка состоит: из верхней, нижней обшивок, лобика, килевого кармана, карманов для лат, вырезов под узлы и деталей крепления к каркасу.

3.4 ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ И КОНСТРУКЦИИ МОТОТЕЛЕЖКИ

Мототележка предназначена для размещения экипажа, силовой установки, перевозимых грузов и оборудования. Она состоит из силового каркаса, основных опор шасси, передней опоры шасси, кресла экипажа, силовой установки, мест крепления грузов, приборного оборудования и узлов крепления. На рис. 3.6 показана конструкция и расположение основных элементов.

Силовой каркас включает продольную балку 1 и пилон 13, выполняемые из труб материала Д16Т диаметром 55...60 мм, толщиной стенки 1,5...2,0 мм, соединённые в шарнирном узле 21 и замкнутые троссовой растяжкой 10. Вместо троссовой растяжки можно поставить жесткую силовую стойку. На продольной балке закреплены кронштейны крепления: передней опоры шасси 3, кресел 8, пилона 13, стоек шасси 16, подкоса шасси 18, рамки кресла 7; ручки стартера 2, блока приборов 6, рамы навески двигателя 14; на пилоне – кронштейны крепления моторамы 14, кресельной рамки 7, узла навески крыла 11, растяжек опор шасси 12. В местах установки кронштейнов трубы силового каркаса усилены внутренними бужами, выполненными из того же материала.

Основные опоры шасси имеют трубчатые стойки 16 из материала Д16Т сечением 35...45 мм, толщиной стенки 1,5...2,5 мм, шарнирно присоединённые к продольной балке и раскреплённые тросовыми растяжками 12. 15. На концах стоек шасси закреплены оси для установки колёс 17, выполненные из стальных полых стержней.

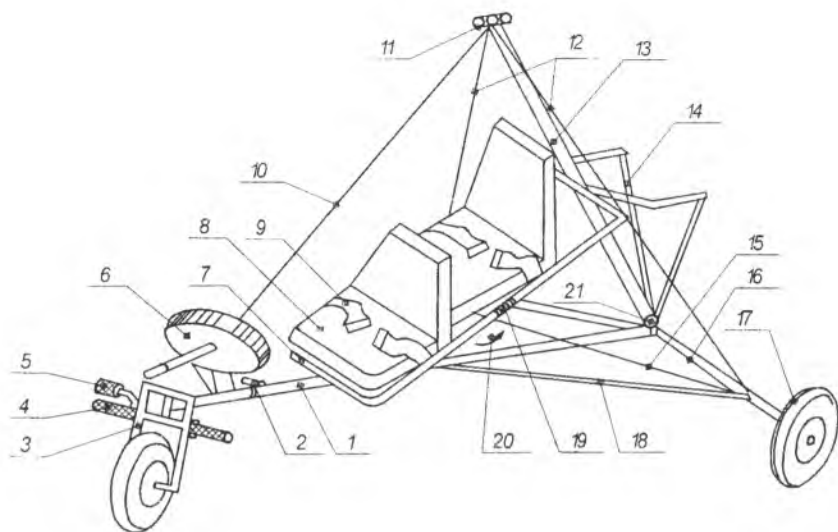


Рис. 3.6. Конструкция мототележки:

- | | |
|---------------------------|---------------------------------------|
| 1 – продольная балка; | 12 – растяжки опор шасси; |
| 2 – ручка стартера; | 13 – пилон; |
| 3 – передняя опора шасси; | 14 – рама навески двигателя; |
| 4 – педали; | 15 – растяжка основных опор шасси; |
| 5 – педаль газа; | 16 – стойка шасси; |
| 6 – блок приборов; | 17 – колесо; |
| 7 – рамка кресла; | 18 – подкос шасси; |
| 8 – сиденье; | 19 – шарнир складывания рамки кресла; |
| 9 – привязные ремни; | 20 – место расположения грузов; |
| 10 – растяжка пилона; | 21 – узел крепления пилона |
| 11 – узел навески крыла; | |

Носовая опора шасси 3 выполнена в виде П-образной рамки с перекладиной, которая является опорой для ног пилота, выполняя роль педалей управления 4. Рамка сварная из стальных труб квадратного сечения 25x25, толщиной стенки 1,0...1,5 мм и закреплена болтосью на стальном трубчатом наконечнике продольной балки. На рамке установлена педаль тормоза и педаль газа 5. Педаль газа связана тросовой проводкой в бoudenовской оболочке с дроссельной заслонкой карбюратора и снабжена возвратной пружиной. Она дуб-

лируется рычагом управления двигателя, закреплённом на рамке кресла.

Кресло экипажа имеет рамку 7, сиденья 8, привязные ремни 9. Рамка выполнена из круглой трубы сечением 28...32 мм, толщиной стенки 2,0...2,5 мм и имеет шарниры для крепления к балке 1, пилону 13 и складывания рамки 19. Привязные ремни закреплены на продольной рамке и пилоне и снабжены быстродействующим замком. Сиденья выполнены из авиазента с наполнителем из поролона и крепятся к рамке.

Моторама 14 выполнена из стальных прямоугольных стержней, приваренных к трубчатому кронштейну, закреплённому на пилоне и балке. На мотораму крепится двигатель через амортизаторы и топливный бак стяжными капроновыми ремнями. Под сиденьем второго пилота можно использовать объём 20 для дополнительного груза или, убрав сиденье, разместить более объёмный груз или оборудование для различных назначений: сельскохозяйственного, пожарного, аэрофотосъёмочного, геологоразведочного, рыбопромыслового и других.

Приведённая конструкция *расчалочной мототележки* обладает минимальной массой, хорошей производственной и эксплуатационной технологичностью, легко складывается, но имеет меньшую прочность и жесткость, вытягивание тросов при эксплуатации.

Незначительно тяжелее расчалочной, но более прочной является *раскосная мототележка* (рис. 3.7), которая проста, портативна, надёжна и, если выполнить пилон из двух секций, шарнирно соединённых между собой выше верхнего узла крепления моторамы, а нижнюю секцию закрепить к продольной балке под углом 90°, то при складывании мототележка превращается в транспортную тележку для буксировки за автомобилем и на неё укладывается сложенное в пакет крыло. При этом надо только отстыковать переднюю силовую стойку и снять переднюю опору шасси.

Наиболее рациональной силовой схемой является *панельная мототележка* (рис. 3.7), которая содержит минимальное количество силовых элементов – стержней, из которых образуются плоские панели, стыкующиеся между собой и образующие замкнутую геометрическую фигуру “тетраэдр”, внутри которого размещается экипаж. Эта схема наиболее прочная и жёсткая, воспринимает нагрузки, воз-

никающие при аварийных посадках, защищает пилотов при переворотках, обеспечивая большую безопасность.

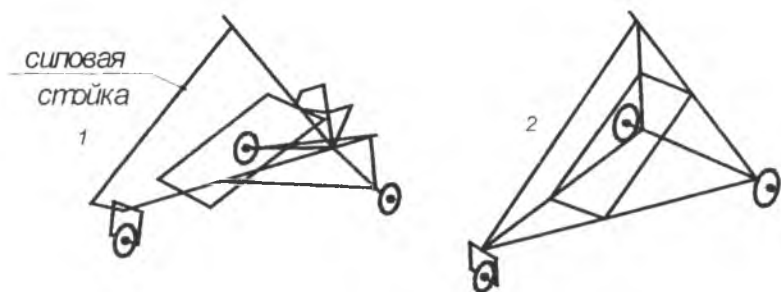


Рис. 3.7. Рациональные силовые схемы: 1 – раскосная; 2 – панельная

Все рассмотренные схемы позволяют установить лёгкий обтекатель, снижающий лобовое сопротивление мототележки, защищающий пилота от воздушного потока и воспринимающий нагрузки только от набегающего потока.

Большой комфортабельностью и аэродинамическим совершенством, дизайном обладают *балочные* и *корпусные мототележки* открытого и закрытого типов. Но они конструктивно более сложные, затрудняют складывание и применение балансирного управления, занимают больше места при перевозках и хранении.

При выборе параметров и габаритов необходимо руководствоваться назначением мотодельтаплана, рациональной компоновкой с минимальным разнесом масс и обеспечением минимальной общей длины, ширины и высоты мототележки, устойчивым движением при рулении по неровной грунтовой поверхности взлётных и посадочных площадок.

На основании построенных мотодельтапланов можно рекомендовать следующие основные размеры мототележек (рис. 3.8).

Высота мототележек h_{MT} лежит в пределах $h_{\text{MT}} = 2120 \dots 2600$ мм. Диаметры винтов одноместных мотодельтапланов $D_{\text{В}} = 1,4 \dots 1,5$ м, двухместных – $D_{\text{В}} = 1,5 \dots 1,6$ м. Ось винта от земли $h_{\text{ОВ}} = 1,15 \dots 1,3$ м. Расстояние от земли до винта $h_{\text{В}} = 400 \dots 510$ мм, а оси балки мототележки $h_{\text{Б}} = 400 \dots 540$ мм.

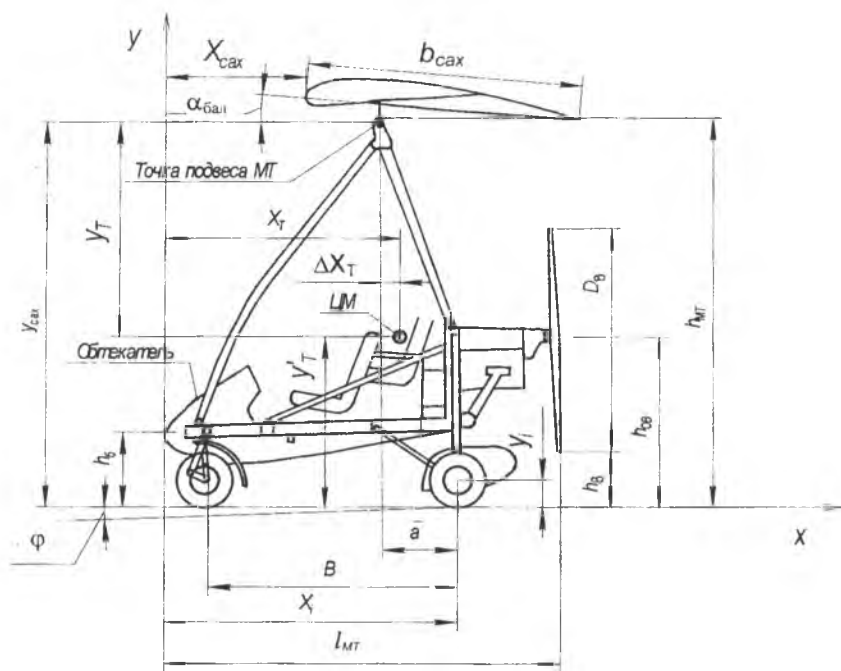


Рис. 3.8. Основные размеры мототележки

Длина мототележки с двигателем и винтом лежит в пределах $l_{\text{MT}} = 2200 \dots 2540$ мм. База шасси выбирается из условия устойчивого руления по аэродрому $B = 1450 \dots 1860$ мм, а колея шасси $C = 1600 \dots 1900$ мм, т.е. на 8...10% больше базы шасси B . Относительное положение оси шарнира навески крыла от оси основных колёс шасси $a = 0,35 \dots 0,4$ общей базы шасси B . Распределение стояночной нагрузки на опоры шасси рассчитывается от положения центра масс мотодельтаплана на средней аэродинамической хорде крыла.

3.5 РАСЧЁТ ВЗЛЁТНОЙ МАССЫ

Взлётная масса мотодельтаплана m_0 включает:

m_k – массу конструкции, в которую входит масса крыла $m_{\text{кр}}$, масса мототележки m_{MT} , масса шасси $m_{\text{ш}}$;

m_{cy} – массу силовой установки, в которую входит масса двигателя $m_{дв}$, суммарная масса систем силовой установки и моторамы, масса редуктора $m_{ред}$, масса воздушного винта;

$m_{об}$ – массу оборудования, включающую пилотажно-навигационное (ПНО), радиосвязное средства контроля работы двигателя;

m_T – массу топлива;

$m_{цн}$ – массу целевой нагрузки – экипаж и груз для многоцелевых мотодельтапланов.

$$m_o = m_k + m_{cy} + m_{об} + m_T + m_{цн}.$$

3.5.1 Расчёт массы конструкции

Масса конструкции зависит: от назначения мотодельтаплана; применяемых материалов; конструктивно-силовых схем крыла, мототележки, шасси; расчётных перегрузок; геометрических параметров и др.

Масса крыла определяется по удельной массе крыльев современных мотодельтапланов, которая составляет $q_{кр} = 2,16...2,5$ кг/м². Крылья двухместных мотодельтапланов имеют площадь $S = 15,5...20$ м² и массу $m_{кр} = 40...50$ кг с двойной обшивкой от 60 до 100% хорды крыла, шагом лат 500 мм на верхней и нижней обшивках. Относительная масса крыла $\overline{m}_{кр} = 0,145...0,155$. Зная площадь крыла можно определить и его массу в кг:

$$m_{кр} = q_{кр} \cdot S .$$

Масса мототележки определяется в зависимости от типа, конструкции и для приведённых схем на рис. 3.7 составляет $m_{мт} = 40...48$ кг вместе с шасси и обтекателем. Относительная масса мототележки $\overline{m}_{мт} = 0,13...0,145$. Относительная масса шасси без амортизаторов и тормозов $\overline{m}_{ш} = 0,035...0,04$, с амортизаторами и тормозами шасси рессорного типа имеют $\overline{m}_{ш} = 0,045...0,06$.

Масса колёс, стояночная нагрузка, рабочее давление приводятся в каталоге колёс. Наиболее часто применяемые колёса: 255×110 мм, $P_{с1} = 165$ кг, $p_o = 0,35$ мПа, $m_{кол} = 3,2$ кг; 300×125 мм, $P_{с1} = 350$ кг, $p_o = 0,4$ мПа, $m_{кол} = 3,2$ кг.

В целом относительная масса конструкции с шасси без амортизаторов и тормозов колёс составляет $\overline{m}_k = 0,31 \dots 0,34$, с амортизаторами и тормозами или с шасси рессорного типа – $\overline{m}_k = 0,32 \dots 0,36$.

3.5.2 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

$$m_{\text{су}} = m_{\text{дв}} + \sum m_{\text{сист}} + m_{\text{ред}} + m_{\text{в}},$$

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

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

$m_{\text{ред}}$ – масса редуктора;

$m_{\text{в}}$ – масса воздушного винта.

В табл. 3.1 приведены наиболее популярные характеристики отечественных и зарубежных силовых установок (СУ) на мотodelтапланах.

Таблица 3.1

Характеристики силовых установок

№ п/п	Характеристики	“Вихрь 30” (жидк.) Россия	“Буран-авиа” (вент.) АО “Рыбинские моторы” Россия	“МТ-12” “Экс-порт” (возд.) Россия	“Ротакс-532” (жидк.) Австрия	“Ротакс-582” (жидк.) Австрия	Walter M-202 (возд.) Чехия
1	2	3	4	5	6	7	8
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	

1	2	3	4	5	6	7	8
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 системы, 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 CУ , кг/кВт	1,855	1,695	1,76	1,04	0,95	
16	Тип двигателя	Двухтактн.	Двухтактн.	Четырёхтактн.	Двухтактн.	Двухтактн.	Оппозитный
17	Количество цилиндров	2	2	2	2	2	2
18	Стоимость, дол. США				6400	6440	4233

Массу силовой установки можно определить как функцию мощности двигателя N_0 :

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

где N_0 – максимальная мощность двигателя, кВт;

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

$K_{\text{су}}$ – коэффициент увеличения массы силовой установки, зависящий от конструктивного исполнения систем, рамы, редуктора и т.д.

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

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

3.5.3 Расчёт массы оборудования

По требованиям норм лётной годности мотодельтапланов (НЛГ-МД) приборное оборудование включает:

1. Пилотажно-навигационное:
 - указатель приборной скорости полёта;
 - вариометр;
 - указатель барометрической высоты полёта;
 - автономный магнитный компас.
2. Радиосвязное:
 - приёмопередающая радиостанция.
3. Средства контроля работы двигателя:
 - указатель оборотов двигателя;
 - указатель температуры головок цилиндров;
 - указатель количества топлива.

В табл. 3.2 даны массовые характеристики оборудования мотодельтапланов.

Таблица 3.2

Масса приборов и радиооборудования

Приборы	Пилотажно-навигационное и контроль двигателя							Радиосвязное		
	УС-250	ВАР-10	ВД-10	ВП	КИ-13	АЧС-1	ТЦТ-9	МИК-БО-1	Р-853	БРИЗ
Масса, кг	0,45	0,55	0,64	0,08	0,15	0,6	1,0	1,5	3,0	4,0

Масса приёмника воздушного давления (ПВД) и приборной панели составляет 3 кг.

3.5.4 Масса топлива

Масса топлива может быть задана конструктором, если проектирование осуществляется под имеющийся двигатель, в характеристиках которого определён расход топлива за час работы на максимальном режиме мощности. Обычно масса топлива рассчитывается, исходя из назначенной дальности полёта в пределах 200...300 км, т.к. невысокий уровень комфорта для экипажа ограничивает время полёта – 3...4 часа и лучше взять на борт больше полезного груза и совершить промежуточную посадку для дозаправки. Относительный запас топлива составляет $m_r = 0,05...0,06$, что соответствует массе $m_r = 15...20$ кг.

Относительная масса топлива рассчитывается на заданную дальность полёта L , км:

$$m_r = \frac{1,3 \cdot L \cdot C_{e_{уд0}}}{367 \cdot \eta_v \cdot K_{кр}}$$

или продолжительность полёта t , ч:

$$m_r = \frac{1,3 \cdot t \cdot C_{e_{уд0}} \cdot V_{кр}}{367 \cdot \eta_v \cdot K_{кр}},$$

где $C_{e_{уд0}}$ – удельный расход топлива кг/кВт · ч;

η_v – КПД винта;

$K_{кр}$, $V_{кр}$ – аэродинамическое качество и скорость (км/ч) на крейсерском режиме.

3.5.5 Масса целевой нагрузки

Масса целевой нагрузки $m_{цн}$ определяется в зависимости от назначения мотодельтаплана. В неё входит масса пилота и пассажира или перевозимого груза, масса химикатов для сельскохозяйственного аппарата, масса служебного оборудования и аппаратуры для других назначений. В целом наиболее рациональной массой для мотодельтапланов является $m_{цн} \leq 200$ кг (масса пилота $m_{п} = 75$ кг + 100...125 кг груза).

3.6 ЦЕНТРОВКА МОТОДЕЛЬТАПЛАНА

Положение центра масс (ЦМ) мотодельтаплана относительно носка средней аэродинамической хорды (САХ) крыла определяется точкой подвеса мототележки (рис. 3.8) и угловым положением крыла относительно мототележки. В процессе полёта положение ЦМ изменяется по мере отклонения пилотом рулевой трапеции от нейтрального положения, при котором мотодельтаплан должен быть сбалансирован в продольном направлении (относительно оси z). Балансировка осуществляется угловым положением САХ на балансировочном угле атаки $\alpha_{\text{бал}} = 14 \dots 15^\circ$ и при этом коэффициент подъёмной силы $C_{y\alpha \text{ бал}} = 0,6 \dots 0,65$ определяется по поляре мотодельтаплана. Диапазон углов атаки для полётных режимов лежит в пределах $\alpha_{\text{min}} \approx 10^\circ$ и $\alpha_{\text{крит}} = 25^\circ$. Нижний предел ограничен потерей несущей способности и формы обшивки крыла на малых углах атаки, верхний предел – срывом потока на верхней поверхности крыла и резким падением подъёмной силы. На малых углах атаки, близких к α_{min} , возникает срыв потока на нижней обшивке и на законцовках крыла, которые установлены под меньшими углами атаки (за счёт крутки), чем центральная часть, если они не подкреплены жёсткими элементами, чтобы обшивка законцовок не теряла устойчивости. Срыв потока на нижней части крыла приводит к возникновению пикирующего момента, и аппарат как бы подныривает под поток. На больших углах атаки срыв потока развивается в центральной части и при низком расположении ЦМ (Y_T) мотодельтаплан сам опускает нос, уменьшая угол атаки.

Диапазон перемещения рулевой трапеции мотодельтаплана по оси x составляет около 20° и ограничен: с одной стороны (на себя) трапеция упирается в пилота, с другой (от себя) – силовой стойкой (тросом) или длиной рук пилота. Часть этого диапазона расходуется на угловое перемещение крыла и изменение угла атаки, а часть – на отклонение мототележки от равновесного положения для создания момента управления.

Для принятых схем мотодельтапланов относительные координаты ЦМ (при нейтральном балансировочном положении) должны находиться в пределах:

$$\bar{X}_1 = (0,28 \dots 0,31) \cdot b_{\text{сак}};$$

$$\bar{Y}_T = -(0,5 \dots 0,75) \cdot b_{\text{сак}},$$

где

$$\bar{X}_T = \frac{X_T - X_{\text{сак}}}{b_{\text{сак}}}; \quad X_1 = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i};$$

$$\bar{Y}_T = \frac{Y_{\text{сак}} - Y_T}{b_{\text{сак}}}; \quad Y_T = \frac{\sum m_i y_i}{\sum m_i};$$

m_i – массы всех элементов мотоделтаплана;

x_i, y_i – координаты центров масс элементов на центровочном чертеже.

В процессе компонования центровочного чертежа необходимо стремиться, чтобы положение ЦМ при расчётах было расположено на некотором расстоянии ΔX_T позади вертикали, опущенной из оси подвески мототележки, чтобы обеспечить положительный угол тангажа $\varphi \approx 3 \dots 4^\circ$ мототележки при посадочном положении, особенно при посадке на неровные грунтовые площадки и обеспечить малый разнос масс по оси x .

3.7 АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ МОТОДЕЛЬТАПЛАНА

Аэродинамическая компоновка мотоделтаплана определяется двумя элементами: крылом и мототележкой. Подъёмная сила создаётся крылом, и по статистике и продувкам в аэродинамической трубе коэффициент подъёмной силы $C_{y_{\text{акр}}}$ изолированного крыла, коэффициент сопротивления $C_{x_{\text{акр}}}$ и аэродинамическое качество $K_{\text{кр}}$ на разных режимах полета представлены в табл. 3.3.

Таблица 3.3

Аэродинамические коэффициенты крыла

Параметры	Взлёт	Набор высоты. Крейсерский полет	Режим, V_{max}
$C_{y_{\text{акр}}}$	1,1	0,8	0,4
$C_{x_{\text{акр}}}$	0,22	0,089	0,06
$K_{\text{кр}}$	5,0	9,0	6,7

Лобовое сопротивление мотоделтаплана учитывает взаимное влияние крыла и сопротивление мототележки. Интегральным критерием аэродинамического совершенства мототележки является произведение сопротивления $C_{x_{амт}}$ на площадь миделя $S_{мт}$. И лобовое сопротивление подвесной системы составляет:

$$C_{x_{ап}} = \frac{C_{x_{амт}} \cdot S_{мт}}{S}$$

Для мототележек типа “Тандем” $C_{x_{амт}} = 0,7...0,8$, площадь миделя $S_{мт} = 0,8...1,0 \text{ м}^2$, типа “Дуэт” – $C_{x_{амт}} = 1,1...1,2$, $S_{мт} = 1,1...1,3 \text{ м}^2$.

Суммарные аэродинамические характеристики мотоделтаплана определяются по формулам:

$$C_{x_{амд}} = C_{x_{акр}} + C_{x_{ап}}; \quad K_{мд} = \frac{C_{y_{акр}}}{C_{x_{амд}}}$$

В табл. 3.4 представлены характеристики мотоделтапланов типа “Тандем” и “Дуэт”.

Таблица 3.4

Аэродинамические характеристики мотоделтапланов

Параметры		Взлёт	Набор высоты. Крейсерский полет	Режим, V_{max}
Тандем	$C_{y_{акр}}$	1,1	0,8	0,4
	$C_{x_{амд}}$	0,248...0,26	0,117...0,129	0,088...0,1
	$K_{мд}$	4,4...4,2	6,84...6,2	4,54...4,0
Дуэт	$C_{x_{амд}}$	0,28...0,298	0,1495...0,167	0,12...0,138
	$K_{мд}$	3,93...3,69	5,35...4,8	3,33...2,9

Определение остальных параметров и характеристик осуществляется по методике расчёта, изложенной для лёгких самолетов в парагр. 2.4.

3.8 АЛГОРИТМ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И РАСЧЕТА МОТОДЕЛЬТАПЛАНА

В качестве примера приводим алгоритм проектирования и расчёта мотоделтаплана для геологоразведки, используя метод проектирования от прототипов, статистических и экспериментальных данных по аэродинамическим и массовым характеристикам.

Исходные данные:

решаемые задачи: аэрофотосъёмка, магнито-ртутно-метрический анализ, аэровизуальные, транспортно-связные работы;

условия эксплуатации: степная, холмистая, лесистая, тундровая и лесотундровая местность;

целевая нагрузка: пилот, оператор и спецоборудование или груз массой 180 кг;

принятая схема: двухместный, типа “Тандем”, раскосно-расчалочный с носовым обтекателем, по лётно-техническим характеристикам и составу оборудования позволяющий автономную эксплуатацию в безаэродромных условиях, выполнение маршрутных полётов одиночно или в составе пары, днём в простых метеоусловиях;

лётно-технические характеристики: $V_{\max} \geq 100$ км/ч;

$$V_{\text{кр}} \geq 80 \text{ км/ч};$$

$$V_y \geq 2,5 \text{ м/с}; L \geq 200 \text{ км};$$

ограничения: $L_{\text{разб}} \leq 50$ м при $f = 0,1$, $w = 0$; $H = 0$ м;

оборудование: пилотажно-навигационное и радиосвязное (“БРИЗ”);

критерий оценки эффективности: приведённая производительность

$$\bar{\Pi} = \frac{m_{\text{лп}} \cdot V_{\text{кр}} \cdot L_{\text{max}}}{m_{\text{т}}} \geq 100000 \text{ км}^2/\text{ч}.$$

Аэродинамические характеристики и данные силовой установки

Исходные аэродинамические характеристики крыла, мототележки и мотоделтаплана (см. табл. 3.3, 3.4).

Для принятой схемы мототележки сопротивление $C_{x_{\text{мт}}} = 0,75$; $S_{\text{мт}} = 0,9 \text{ м}^2$; $C_{x_{\text{мт}}} \cdot S_{\text{мт}} = 0,675$. Характеристики мотоделтаплана представлены в табл. 3.5.

Аэродинамические характеристики модели самолёта

Параметры	Взлёт	Набор высоты. Крейсерский полёт	Режим, V_{\max}
C_{y_a}	1,1	0,8	0,4
C_{x_a}	0,26	0,125	0,095
K	4,2	6,4	4,2
"С"	1,6	3,0	2,2

Силовая установка. Расчётные данные:

- КПД винта $\eta_{в\text{ наб}} = 0,65$; $\eta_{в\text{ крейс}} = 0,7$; $\eta_{в\text{ max}} = 0,75$;
- КПД редуктора $\eta_p = 0,97$;
- коэффициент тяги винта $K_v = \frac{P_0}{N_0} = 2,5$ кг/л.с.;
- удельный расход $C_{e_{уд}} = 0,3$ кг/л.с.ч.;
- удельная масса силовой установки $\gamma_{cy} = 1,1$ кг/л.с.;
- расчётные коэффициенты: "А"=45; "В"=34.

Удельная нагрузка на крыло и энерговооружённость

Каждому значению удельной нагрузки на крыло p_0 соответствует определённая \bar{N}_0 , зависящая от расчётных условий и заданных лётных характеристик:

заданной длины разбега

$$L_{\text{разб}} = \frac{P_0}{C_{y_{a\text{отр}}} \cdot g \cdot \rho_0 (K_v \bar{N}_0 - f)}$$

вертикальной скорости набора

$$V_y = "A" \cdot \bar{N}_0 - \frac{4,5 \sqrt{P_0}}{K_{\text{наб}}}$$

максимальной скорости полёта

$$V_{\max} = "C" \cdot "B" \sqrt[3]{\bar{N}_0 \cdot p_0}$$

Если задаться разными p_0 , то получим и соответствующее значение \bar{N}_0 . Так, для $p_0 = 18$ кг/м² получим $\bar{N}_0 = 0,15$ из первого условия и конкретную длину разбега:

$$L_{\text{разб}} = \frac{18}{1,1 \cdot 9,81 \cdot 0,125 \cdot (2,5 \cdot 0,15 - 0,1)} = 48,5 \text{ м};$$

$$V_y = 45 \cdot 0,15 - \frac{4,5 \sqrt{18}}{6,4} = 3,77 \text{ м/с};$$

$$V_{\text{max}} = 2,2 \cdot 34 \sqrt{0,15 \cdot 18} = 104 \text{ км/ч}; \quad V_{\text{кр}} = 0,75 \cdot V_{\text{max}} = 78 \text{ км/ч}.$$

Взлётная масса первого приближения по уравнению существования ЛА:

$$m_0 = \frac{m_{\text{шп}} + m_{\text{об}}}{1 - m_{\text{кр}} - m_{\text{мт}} - m_{\text{су}} - m_{\text{т}}},$$

где

$$m_{\text{кр}} = \frac{\gamma_{\text{кр}}}{\rho_0} = \frac{2,5}{18} = 0,139;$$

$$m_{\text{мт}} = 0,14 \text{ (см. п. 3.5.1)};$$

$$m_{\text{су}} = \gamma_{\text{су}} N_0 = 1,1 \cdot 0,15 = 0,165;$$

$$m_{\text{об}} = 10 \text{ кг (см. табл. 3.2)}.$$

Подставляя рассчитанные значения, получим:

$$m_0 = \frac{180 + 10}{1 - 0,139 - 0,14 - 0,165 - 0,065} = 387 \text{ кг}.$$

Мощность двигателя:

$$N_0 = N_0 \cdot m_0 = 0,15 \cdot 387 = 58 \text{ л.с.}$$

По табл. 3.2 выбираем двигатель “Ротакс-582” с $N_0 = 64,4$ л.с. и $m_{\text{дв}} = 45$ кг.

Площадь крыла:

$$S = \frac{m_0}{\rho_0} = \frac{387}{18} = 21,5 \text{ м}^2.$$

Взлётную массу второго приближения определяем как сумму масс отдельных частей мотодельтаплана:

$$m_{кр} = 2,5 \cdot 21,5 = 53,75 \text{ кг};$$

$$m_{мт} = 0,14 \cdot 387 = 54,18 \text{ кг};$$

$$m_{сy} = 45 \text{ кг};$$

$$m_{т} = 0,065 \cdot 387 = 25,16 \text{ кг};$$

$$m_{об} = 10,0 \text{ кг};$$

$$m_{ц.н} = 180,0 \text{ кг};$$

$$m_0 = 368 \text{ кг}.$$

Проектные параметры мотодельтаплана, рассчитанные во втором приближении: $m_0 = 368$ кг; $p_0 = 17,2$ кг/м²; $S = 21,5$; $N_0 = 64,4$ л.с.; $\bar{N}_0 = 0,175$ кг/л.с.

Лётно-технические характеристики уточняем с новыми данными:

$$L_{разб} = \frac{17,2}{1,1 \cdot 9,81 \cdot 0,125 \cdot (2,5 \cdot 0,175 - 0,1)} = 37,8 \text{ м};$$

$$V_{y_{max}} = 45 \cdot 0,175 - \frac{4,5\sqrt{17,2}}{6,4} = 4,96 \text{ м/с};$$

$$V_{max} = 2,2 \cdot 34 \cdot \sqrt[3]{0,175 \cdot 17,2} = 108,1 \text{ км/ч};$$

$$L = 270 \cdot \frac{25,16}{345} \cdot 6,4 \cdot \frac{0,7}{0,3} = 294 \text{ км};$$

$$\bar{\Pi} = \frac{180 \cdot 0,75 \cdot 108 \cdot 294}{25,16} = 170370 \text{ км}^2/\text{ч}.$$

Все выбранные параметры мотодельтаплана вполне обеспечивают заданные лётно-технические требования, удовлетворяют ограничениям и критерию оценки.

4 ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВТОЖИРОВ

Автожир – это летательный аппарат тяжелее воздуха, подъемная сила которого создается ротором (несущим винтом – НВ) большого диаметра, вращающимся от встречного потока воздуха на режиме авторотации. Авторотирующий ротор как несущая поверхность выгодно отличается от неподвижного крыла самолета, планера, дельтаплана и мотодельтаплана тем, что не имеет критического состояния, обусловленного нарушением обтекания профиля (срыва потока) на больших углах атаки и потери скорости, потери подъемной силы и управляемости. У автожира потеря скорости приводит к парашютному и восстановлению поступательной скорости и подъемной силы за счет раскрутки НВ. Благодаря этому автожир более безопасен, чем самолет, и выгодно отличается следующими качествами:

- малая посадочная горизонтальная скорость, которую при соответствующем управлении в момент посадки можно свести почти к нулю;

- возможность крутых спусков с пробегом после посадки до 10 м;

- малый разбег перед взлетом, особенно при наличии устройства предварительной раскрутки НВ (разбег составляет 30...50 м);

- большой диапазон горизонтальных скоростей полета без потери высоты. При правильно выбранном НВ отношение максимальной скорости полета к минимальной у автожира может достигать 4,5...5,0, а у самолетов при той же нагрузке на 1 кВт мощности только 2,5...3.

Управление в полете осуществляется отклонением оси НВ, и эффективность управления не зависит от скорости полета. Для парирования момента от вращающегося НВ необходимо иметь вертикальное оперение (ВО) с рулем направления (РН) для управления относительно вертикальной оси. Относительная площадь ВО:

$$\bar{S}_{\text{ВО}} = \frac{S_{\text{ВО}}}{F_{\text{ом}}} = 0,02, \quad S_{\text{РН}} = (0,4...0,5) S_{\text{ВО}},$$

где $S_{\text{ВО}}$ – площадь вертикального оперения;

$F_{\text{ом}}$ — ометаемая площадь НВ;

$S_{\text{рул}}$ — площадь руля направления.

Удлинение $\lambda_{\text{ВО}} = 1,3 \dots 1,5$, сужение $\eta_{\text{ВО}} = 2 \dots 3$.

Необходимая тяга автожира для горизонтальной скорости полета создается винтомоторной установкой, ничем не отличающейся от самолета или мотодельтаплана. Все рекомендации по проектированию мототележки и расчета массы для мотодельтаплана (см. парагр. 3.1, 3.4, 3.5) могут быть использованы для проектирования автожира.

4.1 ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ

При проектировании автожира для выполнения народнохозяйственных задач (см. гл.1), используя опыт построенных сверхлегких автожиров [6], [7], можно рекомендовать следующие параметры и характеристики. Диапазон максимальной скорости полета 100...180 км/ч; крейсерские скорости 80...130 км/ч; аэродинамическое качество НВ, достигаемое на этих скоростях полета, составляет $K_{\text{НВ}} = 11 \dots 12,5$; $\eta_{\text{в}} = 0,7 \dots 0,8$; минимальные скорости, достигаемые при эксплуатации автожира, составляют $V_{\text{мин}} = 37 \dots 46$ км/ч.

Максимальная масса целевой нагрузки аналогична нагрузке для мотодельтапланов (см. парагр.3.2).

Удельная нагрузка на ометаемую площадь несущего винта

$p_0 = \frac{m_0}{F_{\text{ом}}} = 7 \dots 12$ ДаН/м², нагрузка на мощность двигателя составляет

$4,3 \dots 8,3$ ДаН/кВт, энерговооруженность $\bar{N}_0 = 0,12 \dots 0,24$ кВт/ДаН.

Мощность применяемых двигателей $N_0 = 30 \dots 60$ кВт, высокооборотные с редуцированием до оборотов толкающего или тянущего винта $n_{\text{в}} = 1400 \dots 1800$ об/мин, диаметрами $D_{\text{в}} = 1,5 \dots 1,6$ м. Дальность и высота полета определяются назначением и выполняемыми задачами автожиром.

4.2 ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Внешние формы лопасти НВ характеризуются типом профиля сечений лопасти и очертанием лопасти в плане: прямоугольная, трапецевидная или смешанная. От внешних форм зависит: получение

высоких значений подъемной силы, максимальной скорости горизонтального полета; малое изменение положения центра давления (ЦД) в рабочем диапазоне углов атаки сечений лопасти; значение $C_{y_{\max}}$, $C_{y_{\min}}$, $\alpha_{\text{крит}}$, $M_{\text{крит}}$; простое конструктивное и технологическое выполнение лопасти. Профили применяют крыльевые, двояковыпуклые или симметричные серии NACA 230 с $\bar{C} = 0,06 \dots 0,18$ или симметричные серии NACA 00-12, т.е. $\bar{C} = 0,12$. Лопасть имеет геометрическую крутку $\alpha = -(3 \dots 5)^\circ$. Площадь, ометаемая НВ, $F_{\text{ом}} = \frac{\pi D_{\text{в}}^2}{4} \text{ м}^2$ аналогична по своему значению площади крыла самолета, а удельная нагрузка на ометаемую площадь $p_0 = \frac{m_0}{F_{\text{ом}}}$ является важнейшим параметром, определяющим летные свойства автожира.

Коэффициент заполнения несущего винта $\sigma = \frac{F_{\text{л}} \cdot Z_{\text{л}}}{F_{\text{ом}}}$ показывает,

какая часть ометаемой площади (занята) заполнена площадью лопастей. На сверхлегких автожирах число лопастей $Z_{\text{л}} = 2$. Обычно $\sigma = 0,031 \dots 0,046$. Также $\sigma = \frac{B_{0,7} \cdot Z_{\text{л}}}{\pi \cdot R_{\text{НВ}}}$.

Диаметр НВ выбирается в зависимости от взлетной массы m_0 и выбираемой конструктором $p_0 = 7 \dots 12 \text{ ДаН/м}^2$:

$$D_{\text{НВ}} = \sqrt{\frac{4m_0}{\pi p_0}} \text{ м.}$$

Ширина лопасти: $C = \frac{\sigma \cdot \pi \cdot R_{\text{НВ}}}{Z_{\text{л}}} \text{ м.}$

Часто используют в расчетах радиус НВ $R_{\text{НВ}}$, относительный радиус $\bar{r} = 0,7$ и хорду лопасти $\bar{B}_{0,7}$, угол установки лопасти $\bar{\varphi}_{0,7}$, т.е. на 70% радиуса. Углом установки лопасти φ называется угол, образованный хордой элемента лопасти и плоскостью вращения втулки НВ, а по длине лопасти все элементы имеют различные углы φ , т.к.

имеется геометрическая крутка. Шаг НВ условно оценивается установочным углом φ на $\bar{\Gamma} = 0,7$. Наиболее выгодными НВ, удовлетворяющими требованиям уравновешенности и большого η_v , являются винты, имеющие $Z_d > 2$, и вес НВ оказывает влияние на маховые характеристики движения лопасти. Поэтому для получения хорошей весовой отдачи масса НВ должна составлять 9...15% взлетной массы m_0 автожира.

Характеристика режима полета автожира μ показывает отношение скорости потока, лежащего в плоскости вращения, к окружной скорости конца лопасти, т.к. в полете происходит косая обдувка НВ:

$$\mu = \frac{V \cos \alpha_{\text{НВ}}}{\omega R},$$

где μ – кинематический параметр режима полета; в горизонтальном полете на максимальной скорости $\mu = 0,35...0,4$; при вертикальном полете $\mu = 0$;

V – скорость горизонтального полета, м/с;

$\alpha_{\text{НВ}}$ – угол атаки НВ;

ωR – окружная скорость, м/с;

ω – скорость вращения НВ, об/с.

Азимут или углом азимутального положения лопасти φ называется угол между нулевой линией и продольной осью лопасти в данный момент времени. Азимут отсчитывается от 0 до 360° по направлению вращения винта.

Лопастей НВ должны крепиться к втулке с помощью горизонтального и вертикального шарниров, чтобы разгрузить корневую часть лопасти от изгибающих моментов и выравнить аэродинамические силы, возникающие по разному за счет движения лопастей по потоку и против потока при вращении и изгибающих моментов в ее плоскости, возникающих от инерционных нагрузок и сил лобового сопротивления. Лопастей должны иметь ограничители по взмаху и азимуту.

Крепление НВ осуществляется к пилону мототележки так, как у мотодельтаплана крепится крыло.

$$m_0^I = \frac{m_{\text{шн}} + m_{\text{сл}}}{1 - \bar{m}_k - \bar{m}_{\text{сy}} - \bar{m}_T - \bar{m}_{\text{об.упр.}}},$$

где $m_{\text{шн}}$ – масса целевой нагрузки в кг, задается конструктором в зависимости от назначения автожира;

$m_{\text{сл}}$ – масса служебной нагрузки в кг, зависит от числа пилотов, пассажиров;

$\bar{m}_k, \bar{m}_{\text{сy}}, \bar{m}_T, \bar{m}_{\text{об.упр.}}$ – относительные массы конструкции, силовой установки, топлива, оборудования и управления, определяются по статистике в соответствии с рекомендациями (см. парагр. 2.2; 3.3; 3.4; 3.5).

В дальнейших расчетах взлетная масса m_0 уточняется, т.к. параметры и характеристики автожира зависят от m_0 и сама взлетная масса тоже зависит от выбираемых или рассчитанных параметров и характеристик.

4.4 РАСЧЕТ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АВТОЖИРА

4.4.1 Аэродинамические характеристики НВ

Угол установки лопастей НВ φ зависит: от кинематического параметра режима полета μ ; коэффициента подъемной силы профиля лопасти $C_{y_{a_0}}$; тангенса угла наклона кривой подъемной силы по углу атаки профиля лопасти, определяемого по кривой $C_{y_a} = f(\alpha)$ для выбранного профиля лопасти $a_{\infty} = \frac{dC_{y_a}}{d\alpha} = C_{y_a}^{\alpha}$; коэффициента профильного сопротивления лопасти $C_{x_{ap}}$; коэффициента концевых потерь лопасти B ($B = 0,97$).

$$\varphi = (1 + 4,5\mu^2) \left[\frac{C_{y_{a_0}}}{a_{\infty}} - \frac{1,125}{B^2} \left(\frac{C_{x_{ap}}}{C_{y_{a_0}}} \right) (1 - 0,8\mu^2) \right].$$

Определение $C_{y_{a_0}}$ и $\frac{C_{x_{ap}}}{C_{y_{a_0}}}$ для угла установки φ неудобно, т.к. в общем случае $C_{x_{ap}}$ является сложной функцией $C_{y_{a_0}}$. Определение

этих параметров осуществляется по диаграмме Шренка, построенной по профильной поляре НВ [$C_{x_{ap}} = f(C_{y_{ao}})$], и представляет собой зависимость $\frac{C_{x_{ap}}}{C_{y_{ao}}} = f\left(\frac{C_{y_{ao}}}{a_{\infty}}\right)$ и отметками $C_{y_{ao}}$ на этой кривой.

На рис. 4.2 представлена диаграмма Шренка для наиболее распространенных профилей NACA230-12 и NACA00-12.

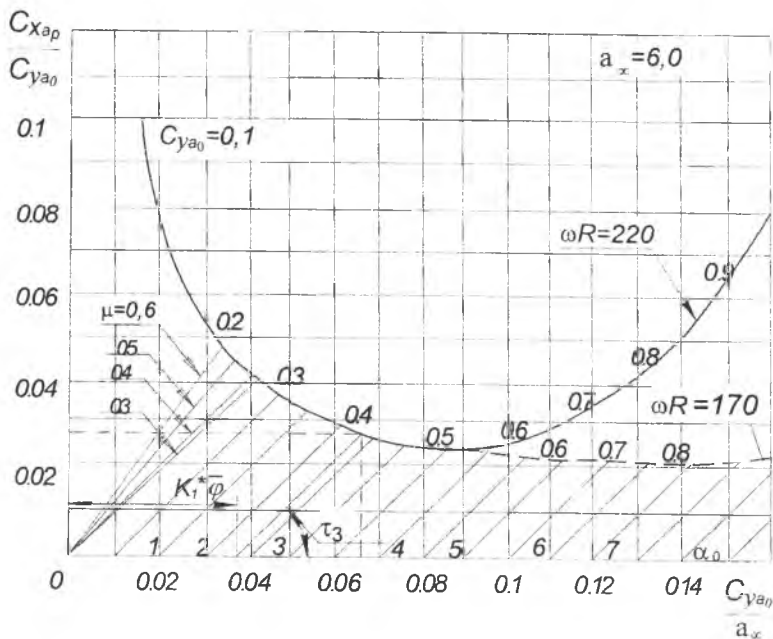


Рис. 4.2. Диаграмма Шренка (NACA230-12 и NACA00-12)

Для определения $C_{y_{ao}}$ и $\frac{C_{x_{ap}}}{C_{y_{ao}}}$ уравнение для ϕ представляется в

виде

$$K_1 \bar{\phi} + K_2 \frac{C_{x_{ap}}}{C_{y_{ao}}} = \frac{C_{y_{ao}}}{a_{\infty}},$$

$$\text{где } K_1 = \frac{1}{1 + 4,5\mu^2}; K_2 = \frac{1,125}{B^2}(1 - 0,8\mu^2).$$

Для определения $C_{y_{ao}}$ и $\frac{C_{x_{ap}}}{C_{y_{ao}}}$ задают $\bar{\varphi}_{0,7}$ рад и μ . Из начала координат по оси абсцисс откладывают отрезок $K_1 \cdot \bar{\varphi}$, а затем от конца отрезка проводят наклонную прямую под углом $\tau = \text{arctg} \frac{1}{K_2}$ до пересечения с кривой $\frac{C_{x_{ap}}}{C_{y_{ao}}} = f\left(\frac{C_{y_{ao}}}{a_{\infty}}\right)$. В точке пересечения наклонной прямой с кривой диаграммы считывается значение $C_{y_{ao}}$, ордината этой точки дает $\frac{C_{x_{ap}}}{C_{y_{ao}}}$, а абсцисса $\frac{C_{y_{ao}}}{a_{\infty}}$. Для автожиров до $C_{y_{ac}} = 0,5$ расчетная поляра совпадает с экспериментальной кривой 1, показанной на рис. 4.3, и теоретическое значение профильного сопротивления подсчитывается по формуле:

$$C_{x_{ap}} = 0,01 (1 + C_{y_{ao}}^2).$$

Коэффициент тяги НВ определяется по формуле:

$$C_T = \frac{1}{3} C_{y_{ao}} \cdot \sigma (1 + 1,5\mu^2) B^2.$$

Окружная скорость НВ зависит от p_0 и $R_{НВ}$:

$$\omega R_{НВ} = 4 \sqrt{\frac{p_0}{C_T}}, \text{ м/с.}$$

Коэффициент протекания воздуха через винт:

$$\lambda = \left(\frac{2}{3} + \mu^2\right) \cdot \left(\frac{C_{y_{ao}}}{a_{\infty}} - \bar{\varphi}_{0,7}\right).$$

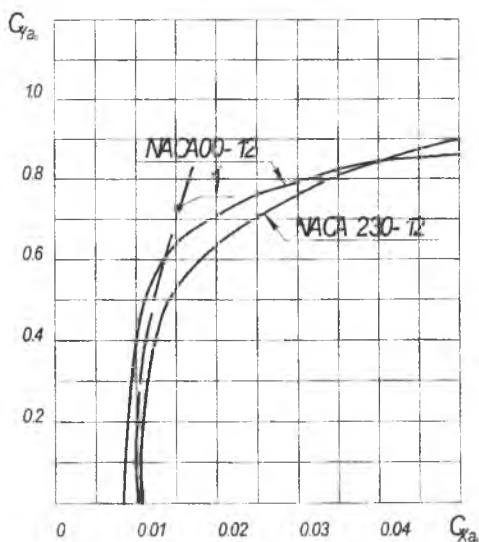


Рис. 4.3. Экспериментальные поляры плоских лопастей ($\omega R = 220 \text{ м/с}$) ($M_R = 0,645$)

Угол завала тьюльпана лопасти при протекании воздуха:

$$a_{10} = \frac{2\mu}{1 - 0,5\mu^2} \left(\frac{4 - \Phi_{0.7}}{3} + \lambda \right).$$

Профильное сопротивление НВ, кг:

$$X_p = 0,75 \frac{m_0}{B^2} \left(\frac{C_{x_{ap}}}{C_{y_{ao}}} \right) \frac{1 + 5\mu^2}{\mu(1 + 1,5\mu^2)}.$$

Индуктивное сопротивление НВ, кг:

$$X_i = \frac{m_0}{4} \frac{C_T}{\mu \sqrt{\mu^2 + \lambda^2} \cdot B^2}.$$

Угол атаки $\alpha_{1В}$ несущего винта:

$$\alpha_{1В} = \alpha_3 - a_{10} = \text{arctg} \frac{X_p + X_i}{m_0} - a_{10},$$

где α_3 – угол атаки эффективной плоскости вращения концов лопастей при маховом движении.

Скорость полета автожира, м/с:

$$V = \frac{\omega R_{\text{НВ}} \cdot \mu}{\cos \alpha_{\text{НВ}}}.$$

Вредное сопротивление всего автожира:

$$X_{\text{вр}} = \frac{V^2}{16} \sum C_{X_a} \cdot f \cdot \Delta.$$

В приближенных расчетах можно использовать следующие соотношения:

$$\text{— для } V = 100 \text{ км/ч} \quad - \frac{C_{y_a}}{C_{x_a}} \cdot \eta_{\text{в}} = 2,5;$$

$$\text{— для } V = 200 \text{ км/ч} \quad - \frac{C_{y_a}}{C_{x_a}} \cdot \eta_{\text{в}} = 4,5.$$

Задаваясь $\eta_{\text{в}}$ и полетным C_{y_a} можно найти соответствующее значение C_{x_a} .

Тяга винтомоторной установки, необходимая для горизонтально-го полета со скоростью V :

$$P_{\text{н}} = X_{\text{р}} + X_{\text{г}} + X_{\text{вр}}.$$

Индуктивная скорость полета v может быть определена по формуле:

$$v = \frac{C_{\text{T}} \cdot \omega R_{\text{НВ}}}{4\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} \text{ м/с.}$$

Тяга НВ автожира, равная взлетной массе на расчетной высоте полета:

$$m_0 = T_{\text{НВ}} = 2\rho_{\text{н}} \cdot \pi R_{\text{НВ}}^2 \cdot V \cdot v \text{ кг};$$

$$T_{\text{НВ}} = m_0 = (45,2 \cdot \xi \cdot \eta_{\text{в}} \cdot N_0 \cdot D_{\text{НВ}})^{2/3},$$

где $\xi = 0,97$ – коэффициент учитывает потери мощности в трансмиссии на охлаждение и уравнивание реактивного момента несущего винта;

N_0 – мощность силовой установки, кВт.

Мощность двигателя, необходимая для полета автожира, кВт:

$$N_0 = \frac{P_{II} \cdot V}{1000 \cdot \eta_B}$$

4.4.2 Приближенный расчет летных характеристик

На стадии предварительных проработок проекта возникает необходимость в быстрой оценке основных летных параметров и характеристик автожира, когда конструктор выбирает параметры, основываясь на статических материалах. Для таких оценок можно использовать упрощенные формулы, полученные приближенным решением уравнений потребной тяги и мощности двигателя, необходимых для требуемой скорости горизонтального полета (см. 4.1.1) с определенными среднестатистическими допущениями.

4.4.2.1 Минимальная скорость горизонтального полета

Получение минимальной скорости в горизонтальном полете, по сравнению с самолетом, является важным преимуществом автожира и зависит от выбираемых параметров на стадии предварительного проектирования.

В горизонтальном полете тяга тянущей (толкающей) винтомоторной установки с ПД определяется по формуле:

$$P_{ТВ} = 0,75 \frac{m_0}{B^2} \frac{C_{x_{ар}}}{C_{y_{ао}}} \frac{\omega R_{IIВ}}{V} \frac{1 + 5\mu^2}{1 + 1,5\mu^2} + \frac{4 \cdot m_0^2}{B^2 F_{ОМ} \cdot V^2 \cdot \Delta} + \frac{V^2}{16} \sum C_{x_a} \cdot f \cdot \Delta.$$

На минимальной скорости вредное сопротивление незначительно и составляет в среднем $X_{вп} = 0,03 P_{ТВ}$, а кинематический параметр режима полета $\mu = 0,1$. Коэффициент $B = 0,97$. В среднем винтомоторная установка создает тягу ($V = 0$) на 1 кВт мощности 3,775 ДаН, т.е. $P_{ТВ} = 3,775 \cdot N_0$, где N_0 в кВт. С ростом скорости V тяга падает \approx на 10%, т.е. на $V_{\min} P_{ТВ} = 3,4 N_0$ ДаН.

Переводя скорость в км/ч, подставляя изложенные допущения и решая относительно V , получим:

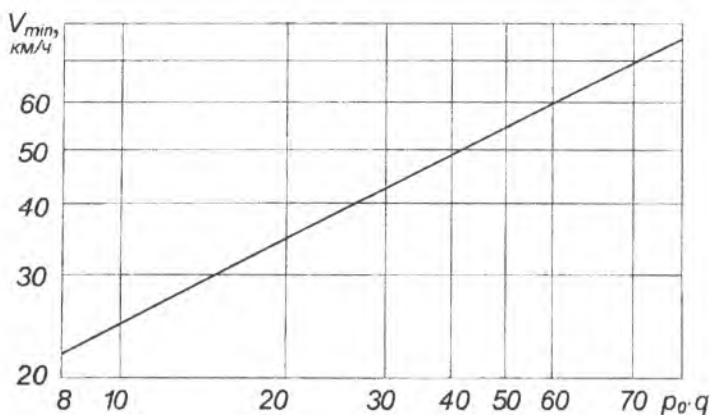


Рис. 4.4. Зависимость V_{\min} у земли

$$V_{\min} = 7,7 \sqrt{\frac{p_0 \cdot q}{\Delta}}, \text{ км/ч.}$$

На рис. 4.4 дан график зависимости V_{\min} от удельной нагрузки p_0 на ометаемую площадь НВ и нагрузки q на мощность ПД при полете у земли ($\Delta = 1$ – относительная плотность воздуха). Для пря-

моугольных лопастей с обычными профилями $\frac{C_{x_{ар}}}{C_{y_{ао}}} \approx 0,025$.

4.4.2.2 Экономическая скорость

Потребная для горизонтального полета мощность двигателя на экономической скорости минимальна. Поэтому при определении ее значений необходимо дифференцировать уравнение потребной мощности

$$\frac{\partial N_{\Pi}}{\partial V} = 0.$$

Считаем, что профильная мощность НВ не зависит от скорости полета, но все-таки уменьшается на 8...10%. Переводя V в км/ч и решая уравнение относительно V , получим:

$$V_3 = \frac{7,2}{\sqrt{\Delta}} \cdot \sqrt[4]{\frac{P_0 \cdot m_0}{\sum C_{x_a} \cdot f}} \text{ км/ч.}$$

На рис. 4.5 приведен график экономической скорости в зависимости от параметра $\frac{m_0}{\sum C_{x_a} \cdot f}$ для разных удельных нагрузок на ометаемую площадь несущего винта при полете у земли.

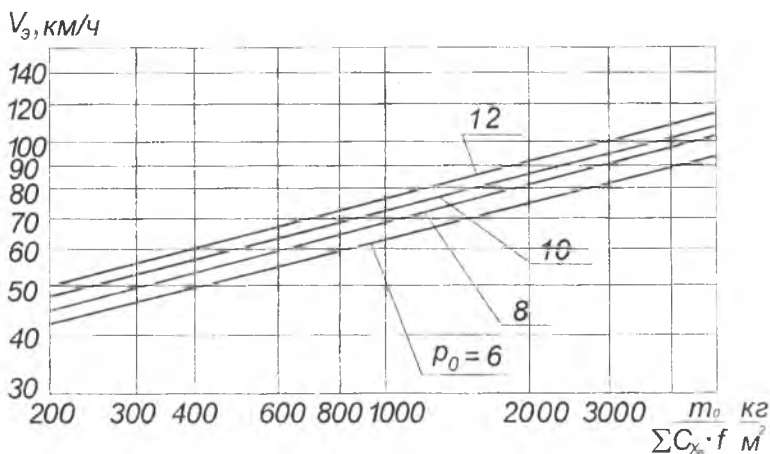


Рис. 4.5. Зависимость V_3 у земли

Параметр $\sum C_{x_a} \cdot f$ – это сопротивление автожира, выраженное сопротивлением плоской пластинки в м². На рис. 4.6 представлена зависимость этого параметра от скорости полета для автожиров взлетной массы $m_0 = 200, 250, 300$ кг и разных удельных нагрузок на ометаемую площадь НВ $p_0 = 6, 8, 10, 12$ кг/м².

Поэтому в предварительных расчетах всегда можно определить этот параметр, зная предварительную взлетную массу автожира.

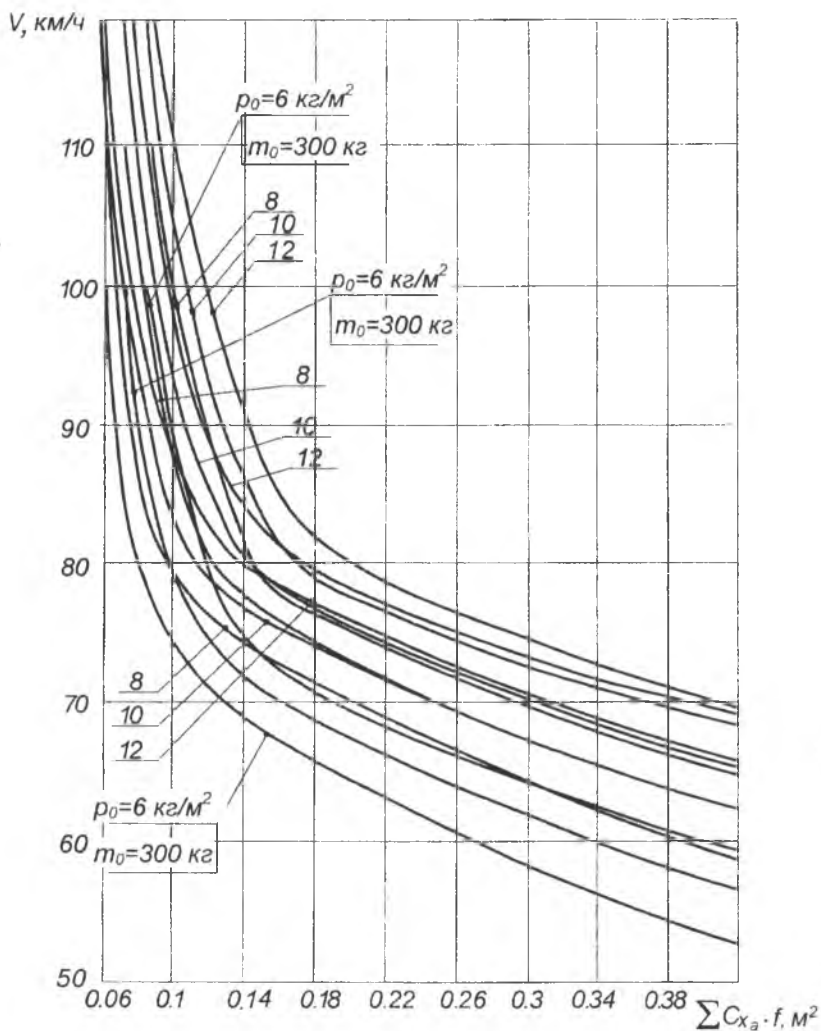


Рис. 4.6. Зависимость $\sum C_{x_a} \cdot f$ от скорости полета

4.4.2.3 Крейсерская скорость

Потребная для горизонтального полета тяга двигателя на крейсерской скорости минимальна. Для ее определения необходимо дифференцировать уравнение потребной тяги

$$\frac{\partial P_{\mu}}{\partial V} = 0.$$

Для крейсерской скорости кинематический параметр режима полета $\mu = 0,2 \dots 0,4$. Считаем, что выражение $\frac{1 + 5\mu^2}{1 + 1,5\mu^2} = \text{const}$, профильное качество НВ составляет $K_p = 8 \dots 10$, в среднем $K_p = 9$. Переводя V в км/ч и решая уравнение относительно скорости, получим:

$$V_{\text{кр}} = \frac{2,1}{\sqrt{\Delta}} \sqrt{\frac{m_0}{\sum C_{x_a} \cdot f}} \sqrt{1 + \sqrt{1 + 345 \frac{\sum C_{x_a} \cdot f}{F_{\text{ом}}}}} \text{ км/ч.}$$

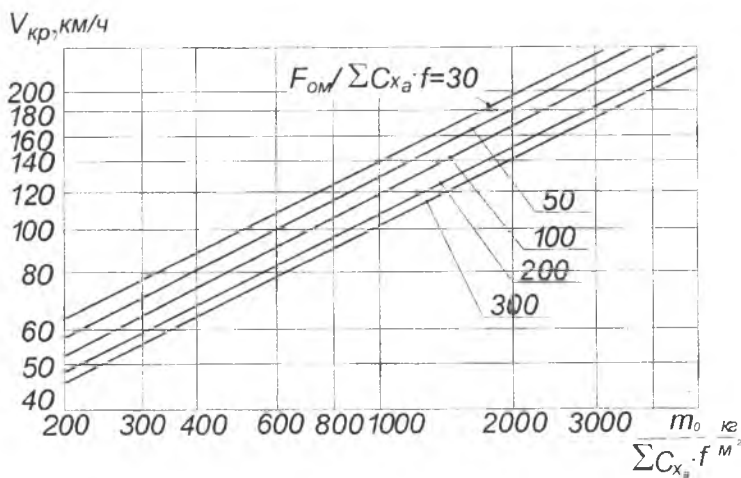


Рис. 4.7. Зависимость $V_{\text{кр}}$ у земли

На рис. 4.7 приведен график зависимости крейсерской скорости $V_{кр}$ от параметра $\frac{m_0}{\sum C_{x_a} \cdot f}$ ометаемой площади НВ к $\sum C_{x_a} \cdot f$ для высоты полета $H = 0$ ($\Delta = 1$).

4.4.2.4 Максимальная скорость полета

На максимальной скорости полета индуктивные потери составляют около 10% от потребляемой мощности и уравнение баланса запишется так:

$$1,22 \cdot \eta_{ТВ} \cdot N_0 = N_P + \frac{V^2 \sum C_{x_a} \cdot f}{1200},$$

где N_P – профильная мощность, выраженная через профильное качество.

$$N_P = \frac{X_P \cdot V}{102} = \frac{m_0 \cdot V}{102 K_P}.$$

Подставляя в уравнение средние значения $\eta_{ТВ} = 0,75$, $q = 6 \frac{\text{ДаН}}{\text{кВт}}$, переводя V в км/ч и решая уравнение баланса относительно V , получим:

$$V_{\max} = \frac{28}{\sqrt{\Delta}} \sqrt[3]{\frac{N_0}{\sum C_{x_a} \cdot f}} \text{ км/ч,}$$

где N_0 – мощность ПД в кВт.

На рис. 4.8 показана зависимость максимальной скорости полета от параметра $\frac{N_0}{\sum C_{x_a} \cdot f}$ для полета у земли ($\Delta = 1$). Для других высот полета необходимо учесть это параметром относительной плотности воздуха Δ .

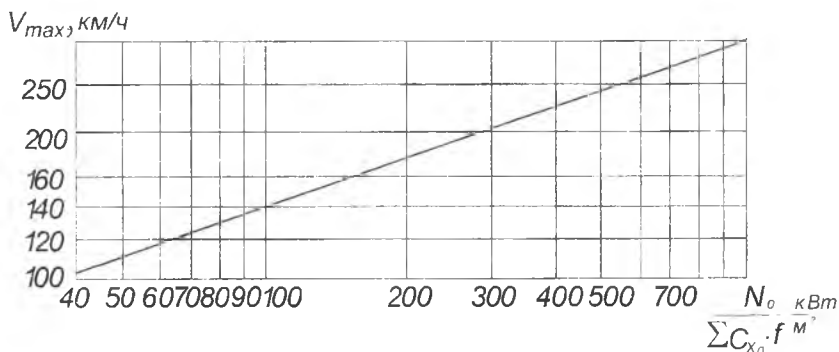


Рис. 4.8. Зависимость V_{max} у земли

4.4.2.5 Разбег автожира

Дистанция разбега автожира является важнейшим преимуществом перед самолетом из-за ее малой длины и зависимости от основных параметров, выбранных при проектировании.

Уравнение движения автожира на разбеге:

$$m_0 \frac{dV}{dt} = P_{ТВ} - X_{\Sigma} - f(m_0 - Y_{НВ}),$$

где $P_{ТВ}$ – тяга тянущего (толкающего) винта ПД;

X_{Σ} – общее воздушное сопротивление автожира;

f – коэффициент сопротивления движению автожира по ВПП (см. 2.4.5.4.);

$Y_{НВ}$ – подъемная сила НВ;

$$Y_{НВ} = T_{НВ} \cdot \cos \alpha_{НВ} - H_{НВ} \cdot \sin \alpha_{НВ},$$

где $H_{НВ}$ – продольная сила, лежащая в плоскости управления и направленная назад;

$\alpha_{НВ}$ – угол атаки между вектором скорости потока и плоскостью управления;

$$H_{НВ} = T_{НВ} \cdot \operatorname{tg} \alpha_{10},$$

где α_{10} – угол отклонения назад эффективной плоскости вращения НВ, в которой располагаются концы лопастей.

Интегрируя уравнение движения автожира на разбеге, получим:

$$L_{\text{разб}} = \frac{m_0}{29} \int_0^{V_{\text{отр}}^2} \frac{dV_{\text{отр}}^2}{P_{\text{ГВ}} - X_{\Sigma} - f(m_0 - Y_{\text{НВ}})} \quad \text{или}$$

$$L_{\text{разб}} = \frac{V_{\text{отр}}^2}{g \left(\frac{P_{\text{ГВ}}}{m_0} - f \right)}$$

Согласно [1] $V_{\text{отр}} = 1,3$, $V_{\text{мин}} = 2,75 \sqrt{q \cdot p_0}$ м/с; принимая осредненные значения $q = 6 \frac{\text{Дан}}{\text{кВт}}$ $f = 0,1$ и учитывая, что в момент отрыва $Y_{\text{НВ}} > m_0$ и $P_{\text{НВ}} > X$, получим упрощенную формулу для длины разбега автожира с предварительно раскрученным НВ механическим приводом:

$$L_{\text{разб}} = 0,45 q^2 p_0 \text{ м.}$$

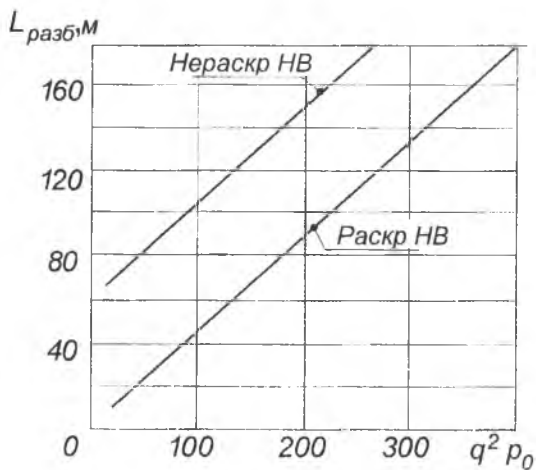


Рис. 4.9. Зависимость $L_{\text{разб}}$ от $q^2 p_0$

На рис. 4.9 представлен график длины разбега, на котором $L_{\text{разб}}$ на 45...75 м больше для нераскрученных предварительно НВ.

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.
5. Клименко А.П., Никитин И.В. Мотодельтапланы. Проектирование и теория полета. – М.: Патриот, 1992. – 288 с.
6. Братухин И.П. Автожиры. Теория и расчет. – М.: Оборонец, 1934.
7. Сатаров А.Г. Аэродинамический расчет автожира. – М.: Машиностроение, 1976. – 79 с.

2.4.5.4	Разбег самолета.....	45
2.4.5.5	Взлет с грунтового аэродрома.....	46
2.4.6	Расчет располагаемых и потребных мощностей....	46
2.4.6.1	Расчет располагаемых мощностей	46
2.4.6.2	Построение кривых располагаемых мощностей с винтом фиксированного шага	51
2.4.6.3	Построение кривых потребных мощностей..	52
2.4.7	Определение летных характеристик.....	53
2.4.8	Определение взлетно-посадочных характеристик...	59
2.4.8.1	Расчет взлетной дистанции	59
2.4.8.2	Расчет посадочной дистанции.....	62
3	ПРОЕКТИРОВАНИЕ МОТОДЕЛЬТАПЛАНОВ	64
3.1	Выбор схемы и компоновки.....	64
3.2	Выбор проектных параметров.....	67
3.3	Выбор параметров и конструкции крыла.....	68
3.4	Выбор параметров и конструкции мототележки.....	74
3.5	Расчет взлетной массы.....	78
3.5.1	Расчет массы конструкции.....	79
3.5.2	Расчет массы силовой установки.....	80
3.5.3	Расчет массы оборудования.....	82
3.5.4	Масса топлива.....	83
3.5.5	Масса целевой нагрузки.....	83
3.6	Центровка мотодельтаплана.....	84
3.7	Аэродинамический расчет мотодельтаплана.....	85
3.8	Алгоритм проектирования и расчета мотодельтаплана.....	87
4	ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВТОЖИРОВ.....	91
4.1	Выбор проектных параметров.....	92
4.2	Выбор параметров несущего винта.....	92
4.3	Расчет взлетной массы автожира.....	95
4.4	Расчет летных характеристик автожира.....	96
4.4.1	Аэродинамические характеристики НВ.....	96
4.4.2	Приближенный расчет летных характеристик.....	101

4.4.2.1 Минимальная скорость горизонтального полета.....	101
4.4.2.2 Экономическая скорость.....	102
4.4.2.3 Крейсерская скорость.....	105
4.4.2.4 Максимальная скорость полета.....	106
4.4.2.5 Разбег автожира.....	107
Список использованных источников.....	109

Учебное издание

Вислов Игорь Павлович

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛЕГКИХ И СВЕРХЛЕГКИХ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Учебное пособие

Редактор Н. С. Куприанова
Компьютерная верстка Т. Е. Половнева

Подписано в печать 27.12.2005 г. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Усл. печ. л. 6,5. Усл. кр.-отт. 6,8. Уч.-изд.л. 7,25.

Тираж 250 экз. Заказ 97. Арт. С-6/2005

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

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